

Projeto de uma carroçaria de uma viatura Fórmula

João Lourenço Monteiro da Silva Costa Pinho

Relatório do Projeto Final / Dissertação do MIEM

Orientador na FEUP: Prof. José Manuel Ferreira Duarte



Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
Mestrado Integrado em Engenharia Mecânica

Junho de 2013

À minha família e namorada

Resumo

A aerodinâmica é um assunto essencial quando se trata do projeto de automóveis, especialmente monolugares de competição. O estudo do movimento do ar em torno dos componentes do monolugar é determinante para a criação de um projeto vencedor. Os engenheiros procuram obter o máximo de força descendente sem comprometer a força de arrasto; desta forma, o monolugar será capaz de curvar mais depressa, ser mais rápido e, consequentemente, mais apto a vencer corridas. Além disso, a esteira (perturbação do ar a jusante do corpo) provocada pelos monolugares é também um dado relevante para a competitividade e emoção das corridas, pois pode impedir dois pilotos de circular próximos entre si.

Visto que seria impossível realizar uma análise aerodinâmica correta ao veículo no seu todo, por falta de tempo e meios, foram estudadas, neste trabalho, várias geometrias distintas para a asa traseira: a asa original do monolugar Gloria B4 e diversas alterações à mesma, todas elas com a inclusão de um *flap*, na tentativa de melhorar a eficiência. Estas simulações foram realizadas maioritariamente a duas dimensões, sendo ainda realizadas simulações tridimensionais para melhor comparar a esteira gerada pela asa alterada com aquela gerada pela asa original do monolugar. Todos estes testes foram precedidos de um longo processo de aprendizagem do *software* ANSYS (DesignModeler, Meshing e FLUENT), que permitiu adquirir conhecimentos importantes para o restante trabalho.

As simulações bidimensionais permitiram concluir que a asa do Gloria B4 foi projetada no limite da sustentação, pois adotar um ângulo de ataque maior do que o projetado resulta no fenómeno de perda de sustentação. No entanto, a adoção de uma geometria alterada (dupla, com perfil principal e *flap*) permitiu estender a gama de ângulos de ataque utilizáveis e maximizar a força descendente, obtendo mesmo menores forças de arrasto. Esta asa alterada tem dimensões muito semelhantes às da original, pelo que pode ser facilmente fabricada e instalada no Gloria B4, nas oficinas do Departamento de Engenharia Mecânica da FEUP.

A alteração da asa permitiu ainda reduzir a esteira gerada, pelo que uma otimização deste género poderia, por um lado, beneficiar a performance do veículo e, por outro, contribuir para aumentar a competitividade da corrida.

Single-seater design: rear wing optimization

Abstract

Aerodynamics is an essential topic when dealing with automotive design, especially racing single-seaters. The successful study of air flow around the car's parts can determine if a car is a born winner or not. Engineers try to get the maximum downforce without compromising the drag force; this way, the car will be able to turn at higher speeds, will be generally quicker and, ultimately, win races. The wake (air disturbance downwind the vehicle) is also an important factor for racing: it can determine whether competitions have close and emotive racing or not.

Various rear wing geometries were tested: the default Gloria B4 rear wing and other geometries, based in the default one, but using a *flap*, with the objective of efficiency improvements. These tests were conducted mostly in two dimensions, although there were also tridimensional simulations to compare the different geometries' wake. These testing were preceded by a long learning process, which resulted in important software (ANSYS DesignModeler, Meshing and FLUENT) knowledge acquisitions for the all the research.

Since it would be impossible to study the aerodynamics of the complete car, due to lack of time and resources, this work focused on the car's rear wing.

Two-dimensional simulations led to conclude that the rear wing of the Gloria B4 single-seater was designed to the limit of efficient use: while maximum ten degree angle of attack still results in a downforce increase, any attempt to increase this angle and, consequently, maximum downforce would be hopeless, since the wing would stall. One of the alternate geometries tested allowed, not only to increase the angle of attack without stalling (thus increasing maximum downforce), as well as reducing the generated drag force. This alternate wing geometry was designed as similar to the original wing as possible, so it could be easily manufactured and installed in the Mechanical Engineering workshops of Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.

The new wing also reduced the aerodynamic wake. This means that this geometry not only improved the wing's efficiency but, if it is to be installed, would also contribute to close racing.

Agradecimentos

Em primeiro lugar, agradeço ao meu orientador, o professor José Ferreira Duarte, pela disponibilidade e bons conselhos.

Ao professor Alexandre Silva Lopes que, com muita paciência, me auxiliou em todas as minhas dúvidas.

À professora Madalena Dias, professor José Carlos Lopes e Marcelo Costa por terem tornado possível a utilização da licença de investigação do *software* FLUENT.

Aos técnicos do Centro de Informática Prof. Correia de Araújo, especialmente ao Daniel Reis, que tornou possível a utilização da referida licença num computador da faculdade com capacidade para o *software*.

À minha família e à minha namorada pelo apoio.

Índice de Conteúdos

1	Introdução	6
1.1	A aerodinâmica na competição automóvel.....	6
1.2	Projeto de um monolugar: objetivos.....	7
2	Revisão Bibliográfica.....	8
2.1	Mecânica dos Fluidos.....	8
	Massa específica do ar.....	8
	Viscosidade	8
	Escoamento externo.....	10
	Regimes Laminar e Turbulento	10
	Arrasto viscoso e por pressão	12
	Forças e Momentos atuantes num veículo.....	15
2.2	Análise em túnel de vento	16
2.3	Análise CFD	17
	Campo de escoamento	17
	Equações de conservação	18
	Camada interior.....	19
	Variáveis k e ϵ	20
	Discretização numérica	22
	Esquemas de discretização espacial.....	22
	Algoritmo SIMPLE	23
2.4	Projeto de uma carroçaria	23
	Formas gerais	23
	Apêndices aerodinâmicos	25
2.5	Asas invertidas.....	27
	Geometria de uma asa	27
	Perfis NACA	28
	Placas laterais.....	30
	Perfis duplos.....	32
3	Metodologia.....	33
3.1	Estrutura da análise	33
3.2	Qualidade de uma malha para análise CFD	34
	Minimum Orthogonal Quality	34
3.3	Modelos de cálculo	36
	Funções de parede.....	37
	Funções de parede.....	39
3.4	Parâmetros gerais de cálculo.....	40
	Algoritmos de acoplamento pressão-velocidade	40
	Esquemas de discretização espacial.....	40
3.5	Valores iniciais	41
4	Otimização da asa traseira	43
4.1	Aprendizagem do <i>software</i>	43
	Teste ao escoamento em torno de um cilindro bidimensional.....	43

4.2	Simulação 2D da asa traseira do Gloria B4	53
	Preparação dos testes.....	53
	Resultados	55
	Teste de perda de sustentação	58
4.3	Simulação 2D da asa alterada	60
	Perfil secundário usado	60
	Malha usada.....	61
	Resultados da simulação com ângulo de ataque elevado.....	61
	Teste geral da asa alterada.....	63
	Teste comparativo das duas geometrias alternativas	66
4.4	Simulação 3D da asa original e da asa alterada	68
	Modelação 3D	68
	Preparação dos testes 3D às asas.....	69
	Resultados	71
5	Conclusões e trabalhos futuros.....	73
5.1	Conclusões	73
5.2	Trabalhos futuros	73
6	Referências Bibliográficas.....	75
7	Referências Online.....	76

Índice de Figuras

Figura 1: Chaparral 2C de 1965 (pormenor da asa traseira) [i]	6
Figura 2: Lotus 49B de 1969[iii]	7
Figura 3: Perfil de velocidades de um escoamento [2]	9
Figura 4: Escoamento em torno de um veículo [2]	10
Figura 5: Camada limite ao longo de uma placa plana (dimensões yy exageradas) [2]	10
Figura 6: Determinação do arrasto de um corpo (escoamento bidimensional) [2]	12
Figura 7: Distribuição de pressão e linhas de escoamento para um cilindro a diferentes números de Reynolds [2].....	13
Figura 8: Simulação CFD do Ferrari LaFerrari [iv]	14
Figura 9: Forças e momentos atuantes num veículo [2]	15
Figura 10: Túnel de vento da Scuderia Ferrari [v].....	16
Figura 11: Localização de uma partícula através do vetor posição r_A [6]	18
Figura 12: Ford Focus WTCC Limited Edition, lado a lado com o Ford Focus WTCC da Equipa AON [vii]	23
Figura 13: Alinhamento de alguns McLaren MP4-12C GT3 e do veículo de estrada que lhes serviu de base, o MP4-12C [viii]	24
Figura 14: Audi R8 Race Car [ix].....	24
Figura 15: EcoBoost Formula Ford 2013 [x]	25
Figura 16: Vista frontal do Sauber C32 [xi]	25
Figura 17: Traseira do Caterham CT03 [xiii]	26
Figura 18: Principais aspectos de uma asa [4]	27
Figura 19: Variáveis relevantes para os perfis NACA	29
Figura 20: Asa traseira do Gloria B4	30
Figura 21: Vórtices gerados numa asa de comprimento finito sem placas laterais [6].....	30
Figura 22: Dimensões relevantes numa asa com placas laterais [3].....	31
Figura 23: Perfil composto de asa invertida [3].....	32
Figura 24: Vetores usados no cálculo do parâmetro <i>Minimal Orthogonal Quality</i> [12].....	35
Figura 25: Representação esquemática do cálculo do parâmetro <i>aspecto ratio</i> [12].....	35
Figura 26: C_D em função de Re para diferentes geometrias e corpos [4]	37
Figura 27: Teste aerodinâmico de um monolugar em túnel de vento [xiv]	38
Figura 28: Visualização da separação do escoamento em vectores de velocidade	38
Figura 29: Comparação entre o recurso às funções de parede ou ao modelo <i>near-wall</i> [4].....	39

Figura 30: Malha gerada para o teste do escoamento 2D em torno do cilindro	44
Figura 31: Pormenor da malha gerada para o teste do cilindro.....	44
Figura 32: Valores de y^+ na parede do círculo	47
Figura 33: Domínio de integração do teste ao escoamento em torno de um cubo	48
Figura 34: Pormenor da malha gerada para o teste ao escoamento em torno do cubo	48
Figura 35: Distribuição dos valores de y^+ para o teste ao escoamento em torno do cubo (35 m/s)	50
Figura 36: Distribuição da intensidade de turbulência no plano de simetria do escoamento em torno do cubo (55 m/s).....	50
Figura 37: Domínio de integração usado no teste ao escoamento em torno de um paralelepípedo ...	51
Figura 38: Pormenor da malha gerada para o teste ao paralelepípedo	51
Figura 39: Comparação entre a distribuição de pressões na superfície do cubo e do paralelepípedo	52
Figura 40: Pormenor da malha gerada para o teste da asa ($\alpha = 0^\circ$)	53
Figura 41: Distribuição de y^+ no domínio de integração (35m/s, $\alpha = 0^\circ$).....	55
Figura 42: Vectores de velocidade na região posterior da asa original no teste “I”	57
Figura 43: Vectores de velocidade na região posterior da asa original no teste “F”	58
Figura 44: Distribuição de vetores de velocidade na região posterior da asa (a 55 m/s e com $\alpha = 15^\circ$)	59
Figura 45: Perfil NACA 2414 [xv]	60
Figura 46: Perfil composto da asa alterada (a azul claro, o perfil original da asa)	60
Figura 47: Malha gerada para a simulação do escoamento em torno da asa alterada.....	61
Figura 48: Distribuição da intensidade de turbulência na simulação da asa alterada, para uma velocidade de 55m/s, α de 15° e α_{ps} de 20°	62
Figura 49: Comparação das 3 configurações testadas ($\alpha_{ps} = 20^\circ, 30^\circ$ e 40°)	63
Figura 50: Modelação da asa original (à esquerda) e da asa alterada (à direita)	68
Figura 51: Volume de integração gerado para as simulações 3D das asas	68
Figura 52: Pormenor da malha gerada para a simulação 3D das asas.....	69
Figura 53: Distribuição de y^+ entre 0 e 30 na simulação 3D da asa original.....	70
Figura 54: Distribuição de y^+ entre 0 e 30 na simulação 3D da asa alterada	70
Figura 55: Intensidade de turbulência a jusante de cada uma das asas (entre 0.1 e 20%)	72

Índice de Tabelas

Tabela 1: Testes à asa traseira do Gloria B4 (configurações e velocidades)	33
Tabela 2: Valores definidos para as simulações em FLUENT	42
Tabela 3: Características da malha gerada para o teste ao cilindro	44
Tabela 4: Resultados dos cálculos relativos ao regime de escoamento em torno de um cilindro	45
Tabela 5: Parâmetros escolhidos na simulação do cilindro	46
Tabela 6: Valores de referência usados no teste ao escoamento em torno do cilindro	46
Tabela 7: Resultados das simulações ao escoamento em torno de um cilindro	46
Tabela 8: Parâmetros da malha gerada para o teste do cubo	49
Tabela 9: Valores de referência adotados para o teste do cubo	49
Tabela 10: Resultados do teste ao escoamento em torno de um cubo	49
Tabela 11: Parâmetros da malha gerada para o teste do paralelepípedo	52
Tabela 12: Resultados das simulações ao escoamento em torno de um paralelepípedo	52
Tabela 13: Parâmetros das malhas geradas para o teste da asa do Gloria B4	53
Tabela 14: Valores de referência usados nos testes 2D da asa do Gloria B4	54
Tabela 15: Parâmetros usados na simulação da asa do Gloria B4	54
Tabela 16: Resultados obtidos na simulação da asa com $\alpha = 0^\circ$	55
Tabela 17: Resultados obtidos na simulação da asa com $\alpha = 5^\circ$	56
Tabela 18: Resultados obtidos na simulação da asa com $\alpha = 10^\circ$	56
Tabela 19: Parâmetros da malha gerada para o teste de perda de sustentação	58
Tabela 20: Resultados obtidos no teste de perda de sustentação	58
Tabela 21: Parâmetros da malha gerada para o teste da asa alterada	61
Tabela 22: Resultados obtidos da simulação do escoamento em torno da asa alterada	61
Tabela 23: Conjunto de simulações realizadas no teste da asa alterada	63
Tabela 24: Comparação entre os resultados obtidos para a asa alterada e para a asa original	64
Tabela 25: Comparação da eficiência (através do Rácio L/D teórico) entre a asa original e alterada	65
Tabela 26: Resultados obtidos nos testes às asas alteradas com α_{ps} de 10° e 20°	66
Tabela 27: Características das malhas geradas para as simulações 3D das duas asas	69
Tabela 28: Valores de referência usados nos testes tridimensionais das asas	71
Tabela 29: Resultados das simulações 3D ao escoamento em torno das asas	71

Índice de Gráficos

Gráfico 1: Camadas da região próxima da parede [8]	19
Gráfico 2: Comparação experimental e CFD entre asas com placas laterais e sem placas laterais [3]	31
Gráfico 3: Coeficiente de arrasto de um cilindro bidimensional [4].....	45
Gráfico 4: Comparação entre os resultados obtidos com o modelo laminar, de turbulência e os valores teóricos	47
Gráfico 5: Evolução do rácio L/D teórico da asa com a variação da velocidade	56
Gráfico 6: Evolução do rácio L/D teórico da asa com o aumento de α	57
Gráfico 7: Evolução dos coeficientes de arrasto e sustentação com o ângulo de ataque, a 55 m/s ...	59
Gráfico 8: Comparação entre os coeficientes de sustentação e arrasto para o aumento do ângulo de ataque da asa original para 15° e a adoção de um perfil duplo.....	62
Gráfico 9: Comparação entre o coeficiente de arrasto teórico e o coeficiente de sustentação negativo da asa original e da asa alterada	64
Gráfico 10: Comparação entre o rácio L/D da asa original e da asa alterada	65
Gráfico 11: Comparação dos coeficientes de sustentação (negativo) e de arrasto (teórico) obtidos para a asa original e as duas configurações diferentes da asa alterada.....	67
Gráfico 12: Comparação dos rácios L/D teóricos obtidos para a asa original e as duas configurações diferentes da asa alterada	67
Gráfico 13: Comparação entre os valores de Rácio L/D obtidos na simulação 3D e as aproximações a partir das simulações 2D, para ambas as asas	71

Lista de símbolos

A	área
b	envergadura
c	corda
g	aceleração gravítica
k	energia cinética de turbulência
l	comprimento característico
p	pressão
Re	número de Reynolds
S	módulo do tensor da taxa de deformação média
T	temperatura
t	tempo
u	velocidade
V	velocidade
x	comprimento de transição
α	ângulo de ataque
α_{ps}	ângulo de ataque do perfil secundário
β	ângulo de ataque dos ventos cruzados
Δ	variação
δ	espessura da camada limite
ε	taxa de dissipação da energia cinética de turbulência
η	taxa de deformação
μ	viscosidade dinâmica
ν	viscosidade cinemática
ρ	massa volúmica
σ	número de Prandtl
τ	tensão de corte
Ω	tensor de taxa de rotação
ω	velocidade de rotação
∂	diferencial parcial

1 Introdução

Aerodinâmica é o nome dado ao estudo do movimento de fluidos gasosos. Este estudo começou no auge da cultura grega, mais especificamente com o trabalho de Aristóteles, que no ano 350 a.C. descreveu um modelo para o fluxo contínuo e também defendeu a existência de resistência do ar ao movimento de um corpo[1].

A evolução da aerodinâmica deveu-se durante muitos séculos ao desejo da Humanidade de poder voar e, mais tarde, à necessidade de o fazer com mais segurança e rapidez.

Porém, no século XX, a aerodinâmica iniciou um novo caminho, separado da aviação: o desporto motorizado.

1.1 A aerodinâmica na competição automóvel

Até aos anos 50, a principal preocupação das equipas de desporto motorizado era, no que diz respeito à aerodinâmica, a redução do arrasto para permitir velocidades mais elevadas. No entanto, nos anos 60, à medida que as velocidades atingidas pelos veículos eram cada vez maiores, estes tendiam a criar sustentação (*lift*), principalmente na zona traseira, o que provocava instabilidade a altas velocidades.

O desenvolvimento da aerodinâmica aeroespacial impulsionou indiretamente a aerodinâmica no desporto automóvel, que encontrou uma solução para o problema anteriormente descrito pelas mãos dos engenheiros da Chaparral. Em 1965, estes criaram aquele que é considerado o primeiro esforço real de criar força descendente, com o Chaparral 2C (Figura 1).



Figura 1: Chaparral 2C de 1965 (pormenor da asa traseira) [i]

Os monolugares adotaram as asas invertidas: em 1967 e 1968, Lotus, Brabham e Ferrari foram as principais impulsionadoras. As primeiras asas eram apoiadas nos elementos não-suspensos do carro para não afetar tanto o comportamento da suspensão. As asas traseiras tinham grandes suportes que as afastavam imenso da carroçaria do veículo, como está ilustrado na Figura 2.



Figura 2: Lotus 49B de 1969 [ii]

Desde então, a aerodinâmica dos monolugares de competição avançou bastante, passando por inovações como o efeito “solo” e os “carros-asa”, que acabariam por ser banidos pela FIA por diversos motivos[iii].

Por isso, tem-se verificado a aposta no aperfeiçoamento do uso das asas e diferentes apêndices aerodinâmicos, cada vez mais minucioso à medida que a capacidade dos equipamentos – túneis de vento e CFD (*Computational Fluid Dynamics*) – aumenta.

1.2 Projeto de um monolugar: objetivos

O presente trabalho faz parte de um projeto que decorre na divisão Automóvel do Departamento de Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto com o objetivo de criar um monolugar de competição.

Este monolugar poderá vir a ser a base de uma competição nacional com o objetivo principal de permitir aos jovens pilotos portugueses prosseguir a carreira nos monolugares antes de “dar o salto” para as competições internacionais, muito mais dispendiosas.

Logo, este projeto tem como objetivo a criação de um monolugar barato e eficaz, que permita distinguir os pilotos com bons espetáculos em pista. No que diz respeito à aerodinâmica, pretende-se analisar e otimizar a performance aerodinâmica da asa traseira do Gloria B4, sempre tendo em mente a obtenção do máximo de força descendente com o menor arrasto possível, sem esquecer o objetivo secundário de obter um bom funcionamento de dois monolugares, próximos entre si.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Mecânica dos Fluidos

A aerodinâmica é estudada habitualmente pela mecânica dos fluidos. Para melhor compreender o estudo realizado durante este trabalho, neste capítulo são abordados alguns conceitos desta área:

- Massa específica do ar
- Viscosidade
- Escoamento externo
- Regimes laminar e turbulento
- Arrasto viscoso e por pressão
- Forças e momentos atuantes num veículo

Massa específica do ar

O fluido que escoa através de um monolugar de competição automóvel é o ar. A sua massa específica é considerada constante e, à temperatura ambiente e ao nível do mar,

$$\rho_{ar} = 1.225 \text{ kg/m}^3 \quad (2.1)$$

Como as velocidades atingidas pelos veículos de competição automóvel são muito abaixo da velocidade do som (menos de 0,33Mach), este é considerado um escoamento incompressível.

Viscosidade

A viscosidade μ é causada pela fricção molecular entre as partículas de fluido. De acordo com a Lei de Newton para o escoamento paralelo a uma placa,

$$\tau = \mu \frac{dV}{dy} \quad (2.2)$$

onde a tensão de corte τ é proporcional ao gradiente de velocidade dV/dy , como ilustrado na Figura 3. O fator constante μ é uma propriedade do fluido chamada “viscosidade dinâmica”, cujo valor depende geralmente da temperatura.

Frequentemente, é usado o quociente

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.3)$$

onde ν é a viscosidade cinemática, que depende da pressão e temperatura. Em fluidos incompressíveis, apenas existe dependência da temperatura para o μ e ν .

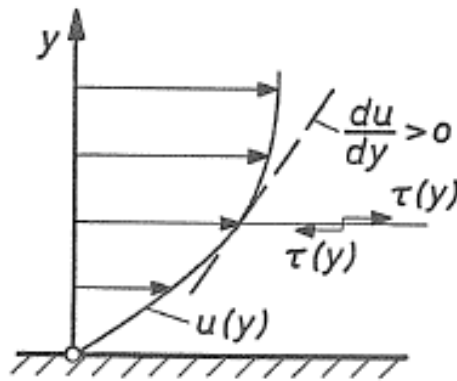


Figura 3: Perfil de velocidades de um escoamento [2]

Segundo as normas norte-americanas, os valores de viscosidade do ar ao nível do mar são:

$$\mu = 1.7894 \times 10^{-5} \text{Ns/m}^2 \quad (2.4)$$

$$\nu = 1.4607 \times 10^{-5} \text{m}^2/\text{s} \quad (2.5)$$

A viscosidade de um fluido real é a causa física para a ocorrência de arrasto por fricção na presença de um gradiente de velocidades numa placa[2].

Escoamento externo

Assumindo que o ar está parado, a velocidade V_∞ é igual à velocidade do veículo em relação à superfície da estrada. Assumindo que não existe separação, os efeitos viscosos são restritos a uma camada fina (camada limite). Para além desta camada, o escoamento pode ser considerado como invíscido e a sua pressão é imposta pela camada limite. Na camada limite, a distribuição de velocidades segue o diagrama da Figura 3.

Quando há separação, como é visível na traseira do veículo da Figura 4, a camada limite é dispersada e o escoamento depende apenas dos efeitos viscosos.

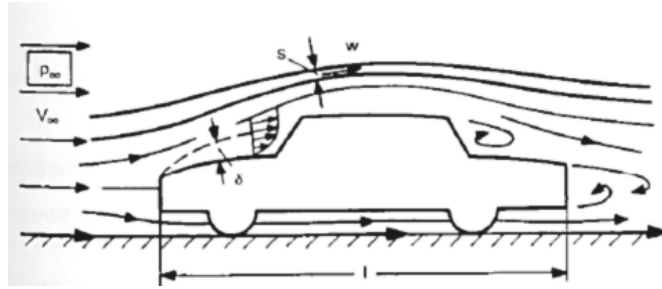


Figura 4: Escoamento em torno de um veículo [2]

O conceito de camada limite é válido apenas para grandes valores de

$$Re_l = \frac{V_\infty \cdot l}{\nu} > 10^4 \quad (2.6)$$

Este parâmetro adimensional é o número de Reynolds. É função da velocidade do veículo, V_∞ , da viscosidade cinemática do fluido, ν , e do comprimento característico, l . Um escoamento turbulento depende apenas do número de Reynolds e da forma do corpo imerso.

Regimes Laminar e Turbulento

Num escoamento externo a uma placa plana, como ilustrado na Figura 5, V_∞ e p_∞ são constantes. O escoamento viscoso sob a camada limite cumpre a condição de não-escorregamento ao longo da placa.

Imediatamente antes da placa, o escoamento é estável e (quase) paralelo à placa. Trata-se de um escoamento em regime laminar.

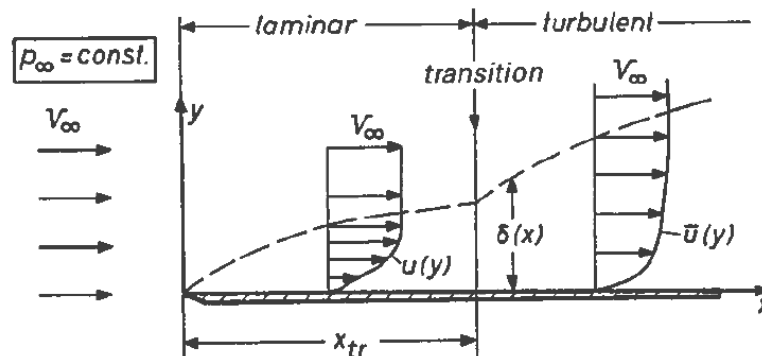


Figura 5: Camada limite ao longo de uma placa plana (dimensões yy exageradas) [2]

Ao longo do comprimento x da placa, a espessura δ da camada limite aumenta de acordo com a expressão:

$$\delta \sim \sqrt{\frac{\nu x}{V_\infty}} \quad (2.7)$$

com x entre 0 e x_{tr} , ou seja, na zona de regime laminar. Quando $x = x_{tr}$, ocorre a transição de regime laminar para regime turbulento. O valor de x_{tr} depende maioritariamente do número de Reynolds. Para a placa plana, esta transição ocorre aproximadamente quando

$$Re_{x_{tr}} = \frac{V_\infty x_{tr}}{\nu} = 5 \cdot 10^5 \quad (2.8)$$

mas este valor é aplicável apenas quando o gradiente de pressões do escoamento é desprezável. Quando isto não acontece, a redução de pressão na direção do escoamento leva ao atraso da transição, e o inverso leva a que a transição ocorra mais cedo. Outro fator que pode adiantar a transição de regime laminar para regime turbulento é a rugosidade da superfície.

Na região turbulenta da camada limite, o escoamento é instável e, apesar do escoamento médio ao longo do tempo continuar quase paralelo à placa, surgem “flutuações”, u' , v' e w' , adicionalmente à velocidade média $u(y)$.

A componente da velocidade paralela à placa é:

$$u(y, t) = \bar{u}(y) + u'(y, t) \quad (2.9)$$

onde $\bar{u}(y)$ é definida por:

$$\bar{u}(y) = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} u(y, t) dt \quad (2.10)$$

onde Δt é considerado tão grande que $\bar{u}(y)$ não dependa de Δt .

Devido às flutuações de velocidade, ocorrem intensas misturas de fluido na camada limite turbulenta. Por isso, em adição à tensão de corte criada pela fricção molecular, τ (expressão 2.2), surge a tensão de corte τ_{turb} :

$$\tau_{turb} = -\rho \overline{u'v'} \quad (2.11)$$

Nesta expressão, u' e v' traduzem as flutuações de velocidade segundo xx e yy , enquanto $\overline{u'v'}$ representa a média temporal, derivada a partir da expressão 2.10. As flutuações de velocidade na turbulência manifestam-se por meio de um aumento aparente na viscosidade do fluido.

Assim, a espessura da camada limite ao longo da placa plana deixa de ser expressa pela equação 2.7, aumentando agora a um ritmo maior:

$$\delta_{turb} \sim \sqrt[5]{\frac{\nu}{V_{\infty}}} \times x^{4/5} \quad (2.12)$$

Arrasto viscoso e por pressão

Devido à fricção molecular, existe uma tensão de corte em toda a superfície exposta a um escoamento externo, como é indicado na Figura 6.

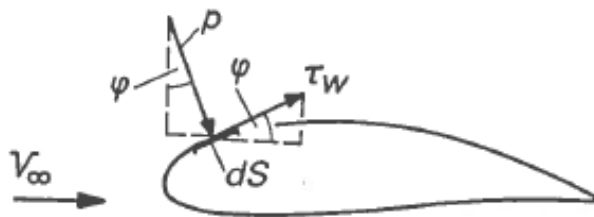


Figura 6: Determinação do arrasto de um corpo (escoamento bidimensional) [2]

A integração dos componentes da força correspondente a essa tensão, na direção do escoamento, de acordo com:

$$D_f = \oint \tau_w \cos \varphi dS \quad (2.13)$$

permite obter o arrasto viscoso, D_f . Na ausência de separação do escoamento, esta é a contribuição principal para o arrasto total de um corpo num escoamento viscoso bidimensional.

No entanto, corpos como um cilindro ou uma esfera apresentam características bastante diferentes, no que diz respeito ao arrasto. Na zona posterior de corpos deste género (que se afastam das formas aerodinâmicas “ideais” de gota de água), ocorrem gradientes de pressão extremamente adversos, que levam à separação do escoamento, em escoamentos viscosos.

Como exemplo, a Figura 7 representa a distribuição de pressões ao longo do perímetro da secção de um cilindro. Enquanto na parte anterior, a distribuição de pressões é semelhante para os diferentes números de Reynolds, na parte posterior a separação do escoamento cria um efeito de sucção considerável.

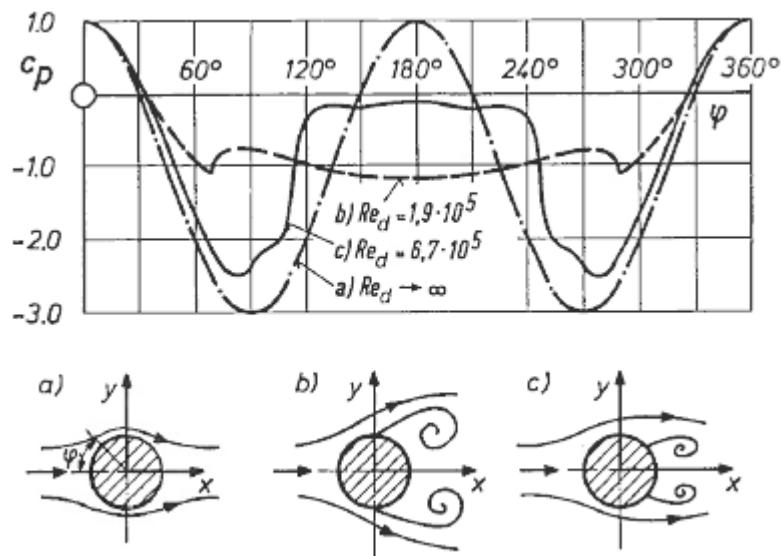


Figura 7: Distribuição de pressão e linhas de escoamento para um cilindro a diferentes números de Reynolds [2]

Assim, a partir da integração das componentes da força, na direção do escoamento, resultante da distribuição de pressão,

$$D_p = \oint p \sin \varphi dS \quad (2.14)$$

obtém-se o arrasto por pressão. Para corpos não-fuselados, o arrasto por pressão é predominante quando comparado ao arrasto viscoso, que resulta das tensões de corte na superfície.

Finalmente, o arrasto D de um corpo, obtém-se através da soma:

$$D = D_f + D_p \quad (2.15)$$

Para permitir a obtenção de resultados comparáveis, independentemente das dimensões do corpo e das condições do escoamento, define-se um coeficiente de arrasto adimensional,

$$c_D = \frac{D}{\frac{\rho}{2} V_{\infty}^2 A} \quad (2.16)$$

onde A é a área característica, que pode ser igual à área frontal (para corpos como esferas, cilindros ou carros) ou à área plana, paralela ao escoamento (para corpos como asas ou placas).

Nos veículos, o arrasto por pressão é a principal componente do arrasto aerodinâmico, manifestando-se pela geração de uma “esteira” na traseira do veículo. Esta zona turbulenta de baixa pressão está visível numa simulação de um Ferrari desportivo, na Figura 8, através da cor azulada das linhas de escoamento[3, 4].

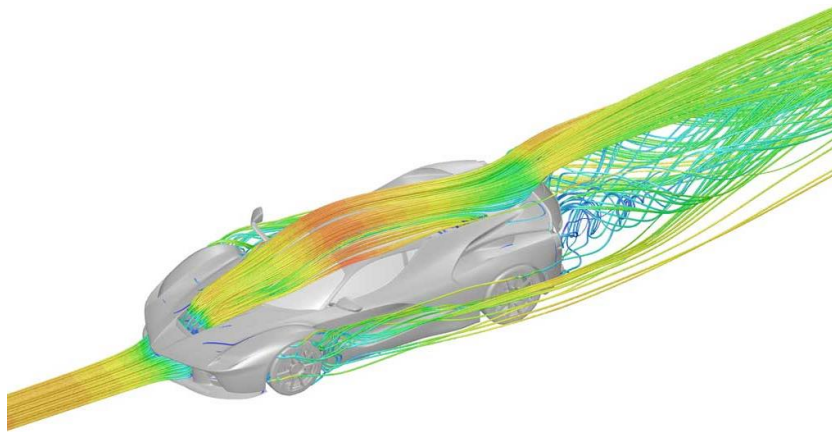


Figura 8: Simulação CFD do Ferrari LaFerrari [iv]

Forças e Momentos atuantes num veículo

Para além da força de arrasto, outras forças e também momentos atuam sobre um corpo, como está ilustrado na Figura 9. Num escoamento simétrico (sem ventos cruzados, $\beta = 0$), a força de arrasto D é acompanhada por uma força de sustentação L e por um momento de inclinação M . A força lateral Y e os momentos de rolamento R e de guinada N apenas estão presentes no caso de $\beta \neq 0$ ou de assimetrias na geometria externa do veículo.

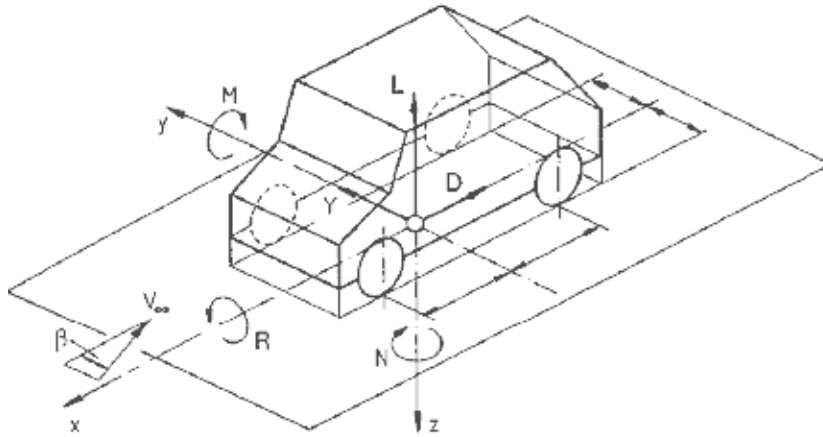


Figura 9: Forças e momentos atuantes num veículo [2]

Assim, as forças e momentos relevantes para o presente trabalho permitem chegar a coeficientes adimensionais,

$$\begin{aligned}
 c_L &= \frac{L}{\frac{\rho}{2} V_\infty^2 A} \\
 c_D &= \frac{D}{\frac{\rho}{2} V_\infty^2 A} \\
 c_M &= \frac{M}{\frac{\rho}{2} V_\infty^2 A l}
 \end{aligned} \tag{2.17}$$

onde l é o comprimento característico do veículo[2].

2.2 Análise em túnel de vento

Os testes em túnel de vento permitem testar o comportamento aerodinâmico (o arrasto, a força descendente e o escoamento ao longo do carro) de um modelo antes de passar para fases mais dispendiosas do projeto.



Figura 10: Túnel de vento da Scuderia Ferrari [v]

Apesar de ser o método mais realista e relativamente rápido, este método é bastante dispendioso. As equipas de Fórmula 1 chegam a investir cerca de 50 milhões de dólares para ter um túnel de vento próprio [vi], como o da Ferrari em Maranello (Figura 10) e mesmo os túneis de vento mais pequenos (que permitem testar modelos à escala) representam investimentos avultados. A influência das paredes, teto e chão do túnel não pode ser desprezada: quanto menor for a diferença entre as dimensões do modelo e a distância às superfícies do túnel de vento, menor é a precisão dos dados adquiridos.

2.3 Análise CFD

Comparativamente aos testes em túnel de vento, os testes computacionais, que recorrem a programas CFD, permitem realizar simulações algo limitadas. No entanto, têm a vantagem de ser menos dispendiosos e mais flexíveis, pois permitem alterar a geometria do modelo quase instantaneamente, recorrendo a modelação CAD[1].

Os programas ANSYS Meshing e ANSYS FLUENT foram usados neste projeto para a geração de malhas e solução dos problemas, respetivamente. Auxiliariamente, foi usado o programa 3DS SolidWorks e o ANSYS DesignModeler para a modelação.

O ANSYS FLUENT, que faz parte do Ansys 14.0, é um programa considerado como tecnologia de ponta, na área de simulação de escoamento de fluidos, transferência de calor e reações químicas em geometrias complexas[5].

Campo de escoamento

Um fluido é constituído por moléculas e o seu movimento é molecular. No entanto, é geralmente impossível descrever o movimento de todas as moléculas, individualmente. Por isso, é formulada a hipótese de meio contínuo (a cada ponto de espaço corresponde um ponto de fluido) e considera-se que o fluido é composto por partículas fluidas que interagem entre si e com o meio, sendo que cada uma dessas partículas contém muitas moléculas.

Como as partículas infinitesimais de fluido são compactas, num dado instante, a descrição de qualquer propriedade do fluido (como a pressão e a velocidade) pode ser formulada em função da sua posição. A apresentação dos parâmetros do fluido em função das coordenadas espaciais é denominada representação do campo de escoamento.

Assim, e como a representação do campo de escoamento é diferente a cada instante, os diferentes parâmetros são determinados em função das coordenadas e também do tempo. O campo de velocidade pode ser definido pela expressão 2.18:

$$\mathbf{V} = u(x, y, z, t)\hat{i} + v(x, y, z, t)\hat{j} + w(x, y, z, t)\hat{k} \quad (2.18)$$

onde u , v e w são os componentes do vetor velocidade nas direções x , y , e z , respetivamente.

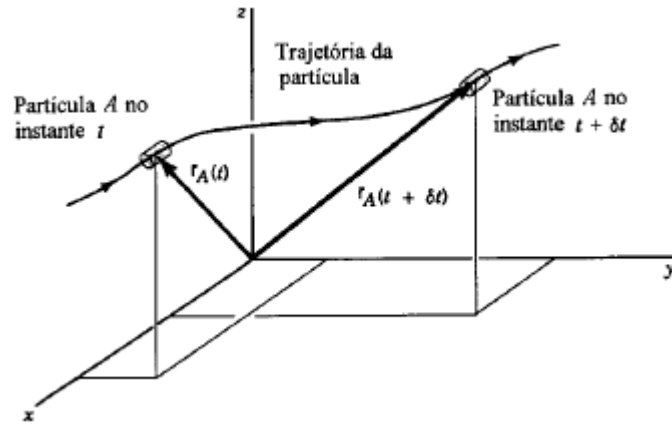


Figura 11: Localização de uma partícula através do vetor posição r_A [6]

Por definição, a velocidade da partícula é igual à taxa de variação temporal do seu vetor posição. Em relação ao sistema de eixos, a posição da partícula A (Figura 11) é dada pelo seu vetor de posição (r_A), que varia em função do tempo.

É a partir da derivada temporal deste vetor,

$$\frac{\partial r_A}{\partial t} = V_A \quad (2.19)$$

que se obtém o valor da velocidade da partícula. Finalmente, quando se especifica a velocidade de todas as partículas, obtém-se o campo de velocidade do fluido[6].

Equações de conservação

Para determinar os campos de velocidade e de pressão do escoamento, são usadas duas equações diferenciais: a equação da continuidade e a equação de transporte da quantidade de movimento.

A equação da continuidade, aplicada à mecânica dos fluidos, [7]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (2.20)$$

pode ser reduzida, devido à incompressibilidade do escoamento, à expressão

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad \therefore \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.21)$$

As equações da conservação da quantidade de movimento, ou de *Navier-Stokes*,

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (2.22)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (2.23)$$

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (2.24)$$

permitem, juntamente com a equação da continuidade (2.21), obter a descrição matemática completa de um escoamento incompressível de um fluido Newtoniano, pois trata-se um sistema de 4 equações (2.21, 2.22, 2.23 e 2.24) e 4 incógnitas[6].

Das devidas simplificações e na notação de Newton, resulta

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2.25)$$

Camada interior

As paredes que limitam os escoamentos são as principais responsáveis pelo surgimento das flutuações que caracterizam o regime turbulento. Por isso, a correta modelação da camada interior (*inner layer*) afeta de forma muito significativa a fiabilidade dos resultados obtidos.

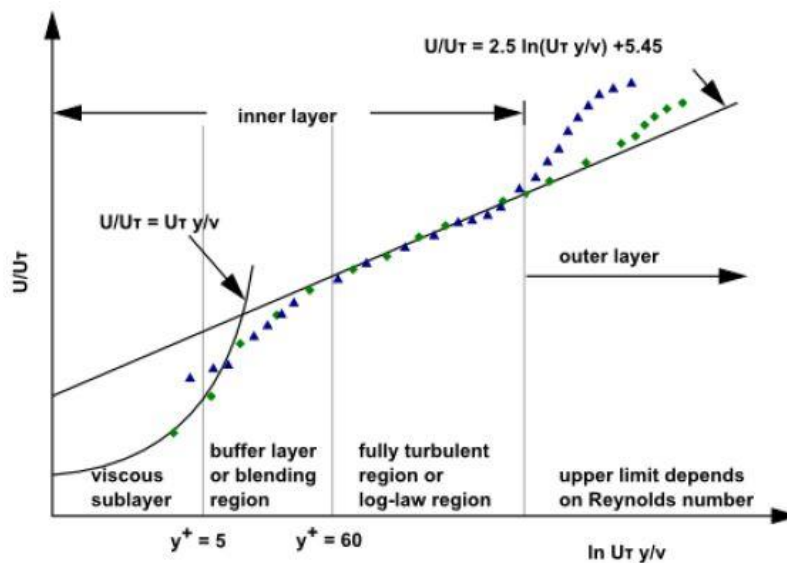


Gráfico 1: Camadas da região próxima da parede [8]

Com recurso à via experimental, a camada interior parede foi dividida em 3 subcamadas, como é visível no Gráfico 1: a subcamada viscosa (*viscous sublayer*), a região intermédia (*blending region*) e a região completamente turbulenta ou logarítmica (*fully turbulent region*).

Estas subcamadas são divididas através da distância (adimensional) à parede, y^+ :

$$y^+ \equiv \frac{\rho u_\tau y}{\mu} \quad (2.26)$$

onde u_τ é a velocidade de fricção, definida como

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2.27)$$

Na expressão 2.27, τ_w representa a tensão de corte τ na parede (*wall*) e y (na expressão 2.26) representa a distância do primeiro nó da malha à parede.

Na subcamada viscosa, o escoamento é praticamente laminar e a viscosidade desempenha um papel importantíssimo no movimento das partículas. Na camada exterior (*outer layer*), domina a turbulência. No entanto, entre estas duas camadas, as duas subcamadas (região intermédia e logarítmica) dependem também da viscosidade e da turbulência e podem ser calculadas de duas formas diferentes: recorrendo às funções de parede ou ao modelo de proximidade de parede[8].

Variáveis k e ε

O modelo de turbulência mais utilizado em trabalhos deste género é o modelo k - ε *realizable* (realizável). Este modelo resolve duas equações de transporte adicionais: a equação de transporte da variável k (energia cinética de turbulência) e a sua taxa de dissipação, representada pela letra ε :

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (2.28)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (2.29)$$

onde

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (2.30)$$

onde S é o módulo do tensor da taxa de deformação média. G_k representa o acréscimo de k devido aos gradientes de velocidade média.

G_k é calculada a partir da expressão

$$G_k = -\rho \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (2.31)$$

σ_k e σ_ε são, respetivamente, o número de Prandtl turbulento de k e de ε . Estas constantes, tal como C_1 e C_2 , têm valores estabelecidos: $C_1 = 1.44$, $C_2 = 1.9$, $\sigma_k = 1.0$ e $\sigma_\varepsilon = 1.2$.

Finalmente, o termo μ_t representa a viscosidade turbulenta, calculada através da expressão 2.32:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.32)$$

onde

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_S \frac{k U^*}{\varepsilon}} \quad (2.33)$$

U^* , por sua vez, é obtido pela expressão

$$U^* \equiv \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij} \tilde{\Omega}_{ij}} \quad (2.34)$$

onde

$$\tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2\varepsilon_{ijk} \omega_k \quad (2.35)$$

$$\Omega_{ij} = \bar{\Omega}_{ij} - \varepsilon_{ijk} \omega_k \quad (2.36)$$

$\bar{\Omega}_{ij}$ representa o tensor da taxa de rotação média, em relação a um sistema de eixos móvel com velocidade ω_k . Enquanto $A_0 = 4.04$, A_S é obtido através da expressão

$$A_S = \sqrt{6} \cos \phi \quad (2.37)$$

sendo que, a partir da expressão

$$\phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6}W), W = \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\tilde{S}^3}, \tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}}, S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (2.38)$$

é obtida a variável ϕ [8].

Discretização numérica

Ao processo de transformação de uma equação diferencial parcial no seu equivalente algébrico chama-se discretização numérica.

O método de discretização numérica mais usado na simulação computacional é o método dos volumes finitos. Este método foi desenvolvido especificamente para resolver problemas de transferência de calor e escoamento de fluidos e método verifica as equações de conservação em cada elemento do domínio de integração.

Esquemas de discretização espacial

O programa FLUENT usa esquemas de discretização espacial para determinar, a partir dos valores discretos de uma variável no centro de um elemento da malha, os fluxos nas faces dos elementos, necessários para obter os termos convectivos e difusivos usados no método dos volumes finitos.

Entre os vários esquemas, será utilizado o *Second Order Upwind*, que significa esquema de segunda ordem de precisão.

Usando este esquema, atinge-se graus de precisão superiores aos obtidos pelo esquema de primeira ordem de precisão, graças à expansão em série de Taylor da solução do centro do elemento. Ou seja, este esquema chega ao valor da variável ϕ na face através da expressão

$$\phi_{f,SOU} = \phi + \nabla \phi \cdot \vec{r} \quad (2.39)$$

onde ϕ e $\nabla\phi$ representam, respetivamente, o valor de ϕ no centro do elemento e o seu gradiente na célula a montante; por sua vez, \vec{r} é o vetor deslocamento que vai do centróide do elemento a montante até ao centróide do elemento em questão[8].

Algoritmo SIMPLE

Usado para resolver as equações discretizadas de *Navier-Stokes*, o algoritmo SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*) calcula os campos de pressão e velocidades através de um processo iterativo.

Este processo começa por resolver a equação de *Navier-Stokes*, recorrendo a um campo de pressão inicial ou da iteração anterior, obtendo assim uma aproximação do campo de velocidade que não satisfaz a equação da conservação de massa. O campo de velocidades é então corrigido e é determinada a correspondente correção de pressão. Depois das correções, o processo é repetido até que se verifique um nível de convergência satisfatório[8, 9].

2.4 Projeto de uma carroçaria

As carroçarias dos veículos de competição têm vindo a mudar, desde que estes surgiram. Atualmente, a aerodinâmica de veículos de competição incide em algumas áreas fundamentais.

Formas gerais

As formas gerais de um veículo de competição permitem rapidamente distinguir alguns grupos distintos de configurações: os Turismos, GT's, Sport-Protótipos e os Monolugares ou Fórmulas.

Os “Turismos” caracterizam-se pela carroçaria semelhante aos veículos de produção de 4 ou 5 portas, havendo vários campeonatos distintos com este tipo de carros: WTCC (*World Touring Car Championship*), BTCC (*British Touring Car Championship*) ou mesmo o DTM (*Deutsche Tourenwagen Masters*).

Apesar de ser bastante fácil reconhecer o veículo comercial que serve de base a cada veículo, como é visível na Figura 12, um “Turismo” já apresenta algumas soluções para a criação de força descendente (*downforce*), como fundo plano, difusor dianteiro e traseiro e “asa” traseira.



Figura 12: Ford Focus WTCC Limited Edition, lado a lado com o Ford Focus WTCC da Equipa AON [vii]

Quanto aos GT's (*Gran Turismos*), são semelhantes aos “Turismos”, sendo que a principal diferença é serem baseados em veículos de 3 portas e *coupés* desportivos. Na Figura 13, podemos ver algumas das diferenças entre um McLaren MP4-12C de estrada e os McLaren MP4-12C GT3: grandes “asas” traseiras, carroçaria alargada, difusores dianteiro e traseiro, entradas de ar adicionais, entre outras.



Figura 13: Alinhamento de alguns McLaren MP4-12C GT3 e do veículo de estrada que lhes serviu de base, o MP4-12C [viii]

“Sport-Protótipos” é um tipo de carros de competição que representam o topo de todos os carros de competição baseados em carros de estrada. No entanto, atualmente, não têm qualquer ligação estética com os veículos de estrada – como se pode ver na Figura 14, sendo disso exemplo o Audi R8 Race Car que, entre todas as suas versões, venceu por 5 vezes as 24 horas de *LeMans*. Apesar de, por definição, serem veículos de dois lugares, o lugar do passageiro é hoje apenas um pequeno espaço exigido por regulamento ao lado do piloto. Em termos de aerodinâmica, estes veículos estão num patamar bastante acima dos GT; são feitos de raiz para a competição automóvel.



Figura 14: Audi R8 Race Car [ix]

Finalmente, os monolugares ou fórmulas diferenciam-se dos “Sport-Protótipos”, principalmente, através das rodas destapadas e também pela ausência de painéis em várias outras zonas do carro, como é visível na Figura 15. Assim, estes carros conseguem poupar no peso, mas com a desvantagem do aparecimento uma zona de turbulência (esteira) atrás de cada roda, o que aumenta a força de arrasto.



Figura 15: EcoBoost Formula Ford 2013 [x]

Apêndices aerodinâmicos

Num monolugar de Fórmula 1 moderno, os principais elementos da carroçaria responsáveis pela geração de força descendente são as “asas” dianteira e traseira e o difusor traseiro.

A “asa” dianteira tem a função de produzir força descendente no eixo dianteiro, que permita obter forças normais superiores e, conseqüentemente, evitar que o carro sofra de subviragem a velocidades maiores. As “asas” frontais verificaram um aumento gradual na sua complexidade, sendo que ainda apresentam - como se pode ver na Figura 16 - vários apêndices para “tratamento” do ar que percorre o restante veículo, apesar das limitações impostas pela FIA no final da década passada.



Figura 16: Vista frontal do Sauber C32 [xi]

A “asa” dianteira é a maior responsável pela força descendente gerada em toda a carroçaria, mas se ela não existisse também no eixo traseiro, o monolugar sofreria de sobreviragem e todo o esforço feito na dianteira do carro seria em vão.

Por isso, existe também uma “asa” traseira que, em conjunto com o difusor, que se tornou comum nos últimos 20 anos, mantém a traseira do veículo no lugar. Recentemente, a largura das asas traseiras foi limitada na F1, como se pode ver na Figura 17, na tentativa de reduzir a perda de carga aerodinâmica dos carros, quando estes circulam atrás (e perto) de um adversário. No entanto, a melhoria não foi suficiente, pois entretanto foram já incluídas outras maneiras de tentar “potenciar” as ultrapassagens, como o KERS (*Kinetic Energy Recovery System*) e o DRS (*Drag Reduction System*), mas estes sistemas não reúnem o consenso do público: são considerados, por muitos, artificiais.[xii] A perda de carga aerodinâmica deve-se à esteira que surge a jusante do veículo.



Figura 17: Traseira do Caterham CT03 [xiii]

No sub-capítulo 0 estes apêndices aerodinâmicos são abordados com maior profundidade.

2.5 Asas invertidas

As asas invertidas têm um papel fundamental na aerodinâmica de um veículo de competição. Neste subcapítulo são abordadas algumas características importantes deste elemento aerodinâmico para este trabalho.

Como o nome indica, uma asa invertida tem o funcionamento inverso ao de uma asa convencional usada em aviação. O seu objetivo é criar força descendente e, por isso, o perfil da asa é invertido em relação ao plano horizontal. No entanto, mantém-se a necessidade de obter forças de arrasto reduzidas.

Geometria de uma asa

Como está representado na Figura 18, chama-se corda (*chord*) de uma asa à linha reta que une (visto de perfil) o bordo de ataque ao bordo de fuga. Bordo de ataque é a linha onde o escoamento atinge a asa e bordo de fuga é a linha onde o escoamento superior e inferior se unem novamente, na zona posterior da asa.

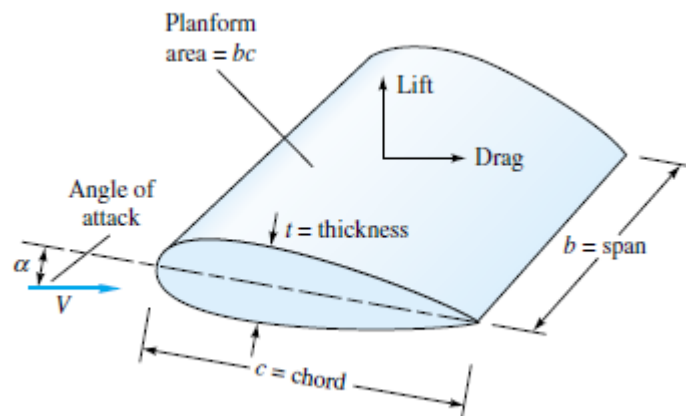


Figura 18: Principais aspectos de uma asa [4]

Ângulo de ataque é o nome dado ao ângulo entre o vetor velocidade do escoamento e a corda da asa (α , na Figura 18).

O número de Reynolds da corda é calculado segundo a expressão

$$Re_c = \frac{Vc}{\nu} \quad (2.40)$$

onde V é a velocidade do escoamento, c a corda e ν , a viscosidade cinemática do fluido.

As asas são, frequentemente, representadas apenas pelo seu perfil bidimensional (*airfoil*), pois a simulação computacional a duas dimensões é muito mais rápida do que uma simulação tridimensional.

É possível aproximar o desempenho de uma asa bidimensional (ou de comprimento infinito) com uma asa de comprimento finito, através da expressão

$$C_D \approx C_{D\infty} + \frac{C_L^2}{\pi \times AR} \quad (2.41)$$

sendo C_D e C_L o coeficiente de arrasto e de sustentação, respetivamente, de uma asa de comprimento finito. $C_{D\infty}$ representa o coeficiente de arrasto da asa de comprimento infinito com o mesmo perfil, e AR é o *aspect ratio*, parâmetro de uma asa de comprimento finito calculado a partir da sua corda c e largura (*span*) b :

$$AR = \frac{b}{c} \quad (2.42)$$

A sustentação é praticamente independente da largura da asa, pelo que se considera C_L aproximadamente igual a $C_{L\infty}$ [4].

O rácio L/D , ou *Drag-to-Lift Ratio*, é um parâmetro frequentemente usado para comparar a eficiência das asas, e é obtido através da divisão da força de sustentação ou do coeficiente de sustentação pela força ou coeficiente de arrasto. No caso das asas invertidas, a força ou coeficiente de sustentação são negativos para que o rácio L/D permaneça uma grandeza de sinal positivo.

$$\text{Rácio} = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2.43)$$

Perfis NACA

No início dos anos 30, a NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*), que atualmente se chama NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), desenvolveu um conjunto de perfis de asa denominados por um conjunto de dígitos, precedidos pela palavra “NACA”[3].

Até então, os perfis das asas eram desenvolvidos com base na experimentação. Mas, com o relatório *The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable Density Wind Tunnel* (Caraterísticas de 78 perfis de asa relacionados a partir de testes em túnel de vento de densidade variável), a NACA iniciou uma nova era na aerodinâmica. Os autores deste relatório afirmaram que os perfis de asa mais eficientes têm semelhanças

notáveis entre si e que as variáveis determinantes para essa eficiência são a curvatura da linha média (*Mean line*) do perfil e a distribuição da espessura da asa, acima e abaixo desta linha.

Apresentaram uma série de equações que, incorporando estas duas variáveis, podiam ser usadas para criar uma família inteira de formas de perfis de asa relacionadas. À medida que os estudos avançaram, a abordagem inicial foi modificada para incluir variáveis adicionais, mas as duas variáveis principais mantiveram-se as mais importantes para todas as séries NACA.

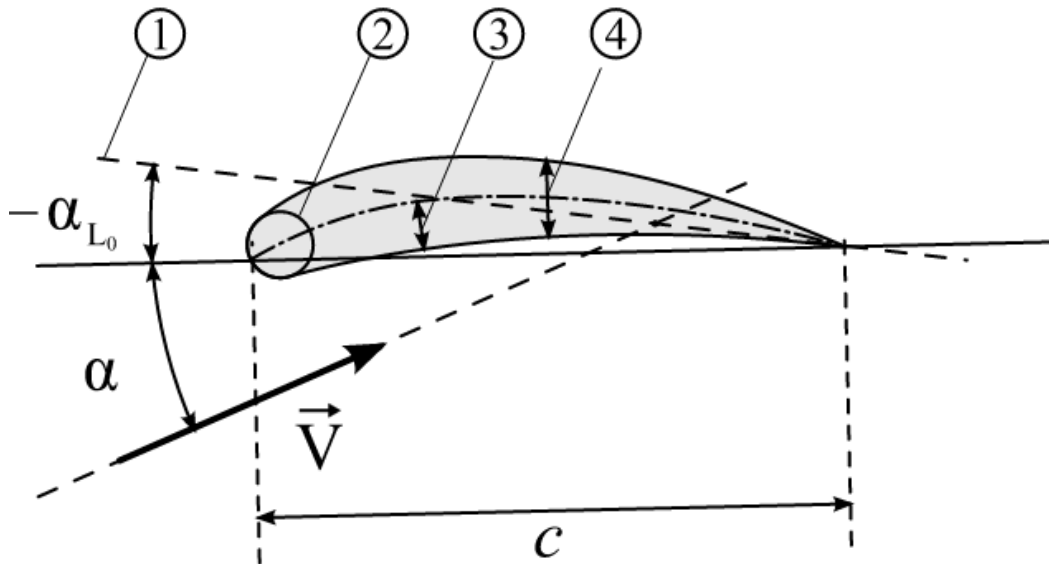


Figura 19: Variáveis relevantes para os perfis NACA

1. Linha de Sustentação Nula (*zero-lift line*)
2. Nariz (*Nose Circle*)
3. Curvatura (*camber*)
4. Espessura (*thickness*) [10]

Foram desenvolvidas várias séries, entre elas a série de 4 dígitos e de 5 dígitos, as mais vulgares na aviação.

$$\text{NACA } XYZZ \quad (2.44)$$

A série de 4 dígitos foi a primeira a ser desenvolvida. Cada dígito especifica, na expressão 2.44:

- X – *camber* máximo, em percentagem da corda;
- Y – posição, em décimas de corda, do *camber* máximo, relativamente ao bordo de ataque;
- ZZ – espessura máxima do perfil, em percentagem da corda[3, 10].

Placas laterais

Atualmente, a aplicação de placas laterais em asas invertidas é comum no desporto motorizado. A asa do monolugar em estudo, o Gloria B4, possui este melhoramento (Figura 20). A sua função é evitar a perda de sustentação (negativa) causada pelos vórtices gerados nos extremos das asas de comprimento finito.

Como está ilustrado na Figura 21, os vórtices são originados pela diferença de pressão



Figura 20: Asa traseira do Gloria B4

entre o intradorso (zona de alta pressão, por cima da asa) e o extradorso (zona de baixa pressão, por baixo da asa). O ar tende a compensar esse diferencial de pressão, movendo-se das zonas de alta pressão para as zonas de baixa pressão e isso origina os vórtices.[6]

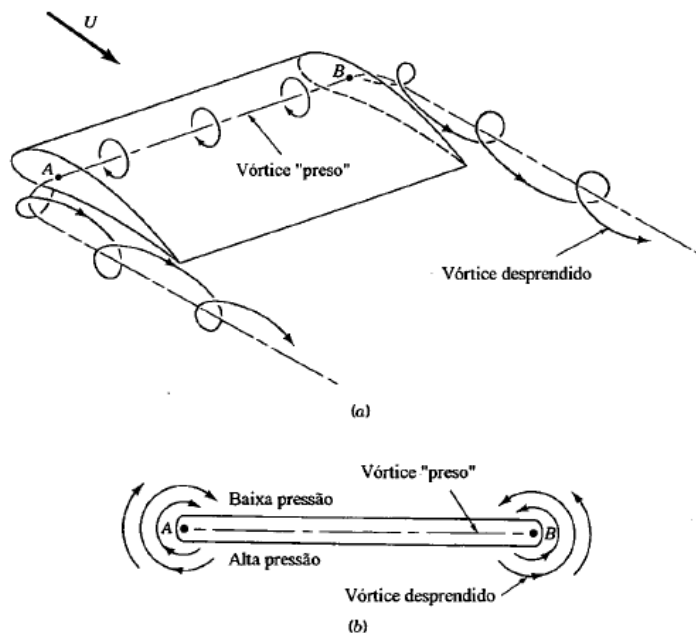


Figura 21: Vórtices gerados numa asa de comprimento finito sem placas laterais [6]

Em asas invertidas, o sentido de rotação dos vórtices (contrário aos ilustrados na Figura 21) tende a contrariar o efeito da força descendente. As placas laterais impedem o surgimento

desses vórtices e, assim, aumentam a eficiência da asa, como pode ser verificado no Gráfico 2, aumentando o coeficiente de sustentação negativo ($-C_L$), mantendo o coeficiente de arrasto (C_D) praticamente inalterado[3].

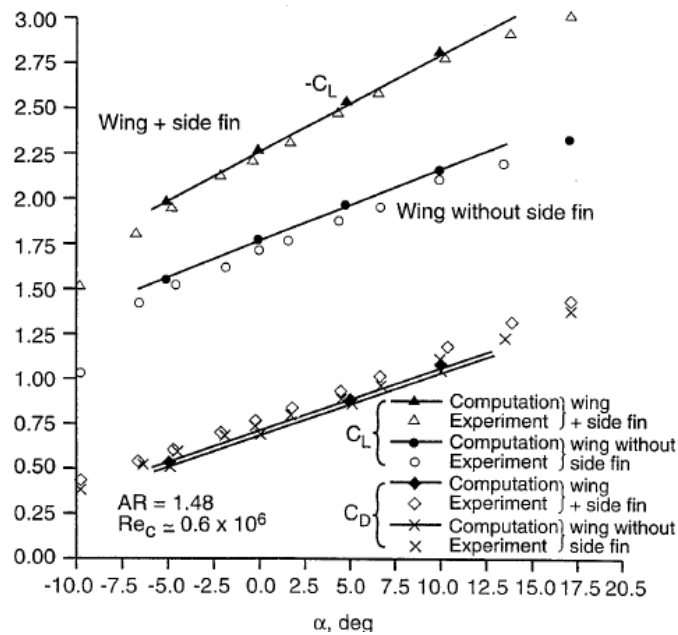


Gráfico 2: Comparação experimental e CFD entre asas com placas laterais e sem placas laterais [3]

É possível estimar o efeito do uso de placas laterais através da expressão

$$AR = AR_{real} \times \left(1 + 1.9 \frac{h}{b}\right) \quad (2.45)$$

onde AR_{real} representa o *aspect ratio* de uma asa sem placas laterais. Quanto a h e b , representam a altura das placas laterais e a largura da asa, respetivamente, como se pode verificar na Figura 22. AR é, então, o *aspect ratio* “virtual” de uma asa com placas; é igual ao *aspect ratio* que uma asa sem placas tem de apresentar para obter o mesmo desempenho.

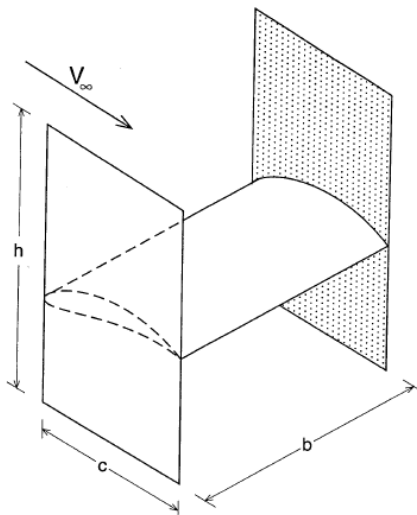


Figura 22: Dimensões relevantes numa asa com placas laterais [3]

Perfis duplos

A adoção de uma asa com duplo perfil é quase tão comum como a utilização das placas laterais. Uma asa deste género tem uma geometria composta por duas asas invertidas, sendo a asa posterior normalmente denominada de *flap*.

O tipo de geometria composta mais comum em veículos de competição é, genericamente, semelhante ao exposto na Figura 23:



Figura 23: Perfil composto de asa invertida [3]

Usando esta geometria, pode ser adotada uma configuração de asa com um ângulo de ataque da asa mais elevado do que com um perfil simples, sem que esta incorra em “perda”[3].

A partir do momento em que a asa entrou em “perda” (*stall*), o aumento do ângulo de ataque resulta apenas no decréscimo do coeficiente de sustentação, exatamente o oposto do funcionamento desejado; resumindo, a asa deixa de ser funcional. O ângulo de ataque para esse fenómeno se manifesta na asa é denominado de ângulo de ataque crítico ($\alpha_{crítico}$).

3 Metodologia

3.1 Estrutura da análise

O presente trabalho está estruturado da seguinte forma:

1. Aprendizagem do *software*
2. Simulação 2D da asa traseira do Gloria B4
3. Simulação 2D da asa alterada
4. Simulação 3D de ambas as geometrias
5. Comparação das duas geometrias em termos de eficiência e esteira

Numa primeira fase, que está descrita no sub-capítulo □, foram realizados uma série de testes que permitiram obter os conhecimentos necessários para proceder às simulações das asas traseiras e também conseguir interpretar corretamente os resultados obtidos.

Como não existem recursos para realizar uma simulação a todo o veículo (simulações completas são realizadas na Fórmula 1 em supercomputadores com mais de 1000 processadores e com malhas de cerca de um bilhão de elementos[11]), o estudo foi direcionado para a asa traseira, com o objetivo de melhorar a sua eficácia (relação força descendente/arrasto) e reduzir a perturbação do ar a jusante do veículo.

A asa traseira do monolugar Gloria B4 foi, então, analisada em diversas configurações e velocidades que permitissem tirar conclusões acerca da sua performance e da sua influência a jusante do carro. Na Tabela 1 estão agrupadas essas configurações e velocidades de testes em nove combinações, de A a I, que foram simuladas em CFD.

Tabela 1: Testes à asa traseira do Gloria B4 (configurações e velocidades)

		Configuração		
		$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
Velocidade [m/s]	35	A	D	G
	45	B	E	H
	55	C	F	I

As configurações correspondem a ângulos de ataque aproximadamente nulo ($\alpha = 0^\circ$), médio ($\alpha = 5^\circ$) e máximo ($\alpha = 10^\circ$). As velocidades de teste (55, 45 e 35 metros por segundo) correspondem a velocidades típicas de monolugares em curva (35 m/s – 126 km/h), curva rápida em apoio (45 m/s – 162 km/h) e linha reta (55 m/s – 198 km/h).

Depois das simulações bidimensionais ao perfil original do Gloria B4, os testes foram repetidos para um perfil alternativo (duplo). Foram ainda realizadas algumas simulações tri-dimensionais às duas geometrias que permitissem validar os resultados das simulações 2D e também para analisar a esteira de cada uma das geometrias.

3.2 Qualidade de uma malha para análise CFD

Para que uma análise CFD no *software* FLUENT possa devolver resultados com a precisão desejada, a malha gerada no programa MESHING do ANSYS 14.0 necessita de apresentar um grau de qualidade satisfatório.

No programa FLUENT, no separador *Mesh*, opção *Info*, é possível obter variadas informações acerca da malha, como por exemplo, o tamanho (*Size*) e a qualidade (*Quality*). Se for seleccionada esta última opção, o programa calcula e expõe dois parâmetros que permitem caraterizar a qualidade da malha: *Minimum Orthogonal Quality* e *Maximum Aspect Ratio*.

Minimum Orthogonal Quality

Para determinar a qualidade ortogonal de cada elemento, são calculadas, para cada face i do elemento, as seguintes quantidades:

- o produto escalar normalizado do vetor da área de uma face (\vec{A}_i) pelo vetor (\vec{f}_i) que vai do centróide desse elemento até ao centróide dessa face:

$$\frac{\vec{A}_i \cdot \vec{f}_i}{|\vec{A}_i||\vec{f}_i|} \quad (3.1)$$

- o produto escalar normalizado do vetor da área de uma face (\vec{A}_i) pelo vetor (\vec{c}_i) que vai do centróide desse elemento até ao centróide do elemento a ele adjacente e que partilha a face em questão:

$$\frac{\vec{A}_i \cdot \vec{c}_i}{|\vec{A}_i||\vec{c}_i|} \quad (3.2)$$

Estes vectores estão representados na Figura 24. A qualidade mínima ortogonal é igual ao menor valor resultante das expressões 3.1 e 3.2 em todos elementos da malha:

$$\text{minimal ort. quality} = \min_{\text{malha}} \left(\min_{\text{elem}} \left(\frac{\vec{A}_i \cdot \vec{f}_i}{|\vec{A}_i| |\vec{f}_i|}, \frac{\vec{A}_i \cdot \vec{c}_i}{|\vec{A}_i| |\vec{c}_i|} \right) \right) \quad (3.3)$$

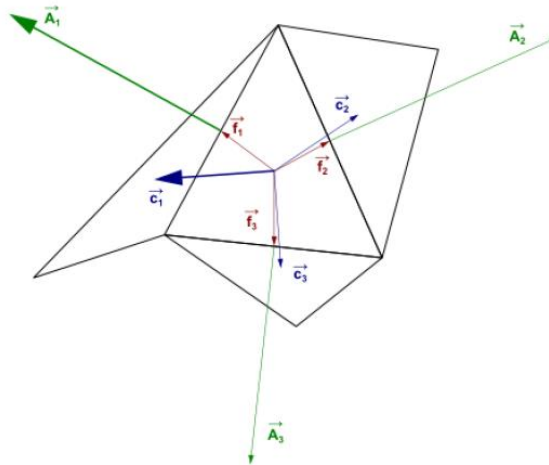


Figura 24: Vetores usados no cálculo do parâmetro *Minimal Orthogonal Quality* [12]

Este parâmetro tem um o valor mínimo de 0 e máximo de 1, pelo que é desejável que seja o mais elevado possível e nunca menor que 0,01 e que o valor médio seja consideravelmente maior[12].

Maximum Aspect Ratio

Este parâmetro adimensional é uma medida de alongamento do elemento. É calculado como sendo o rácio entre o valor máximo e o valor mínimo de qualquer uma destas duas distâncias: as distâncias normais entre o centróide do elemento e os centróides das faces e as distâncias entre o centróide e os nós dos elementos.

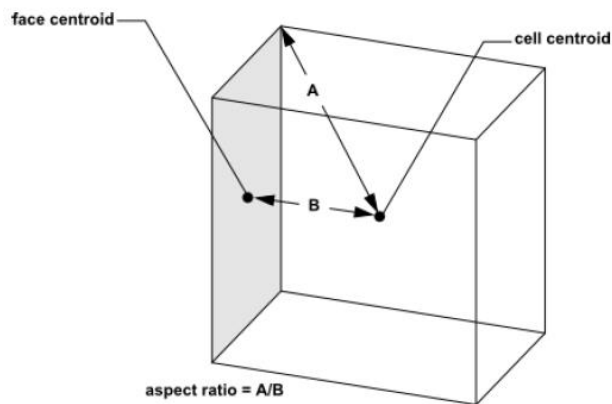


Figura 25: Representação esquemática do cálculo do parâmetro *aspecto ratio* [12]

3.3 Modelos de cálculo

O programa FLUENT permite efetuar as simulações recorrendo a diferentes modelos de cálculo, entre os quais se encontram o modelo k- ϵ convencional, o k- ϵ realizável e o modelo de tensão de Reynolds (RSM – *Reynolds Stress Model*), sendo estes 2 últimos os mais interessantes para simulações deste tipo de escoamentos externos[13].

- k- ϵ - modelo semi-empírico baseado nas equações de transporte para a energia cinética de turbulência (k) e a sua taxa de dissipação (ϵ). Este modelo assume um escoamento completamente turbulento e despreza os efeitos da viscosidade molecular.
- k- ϵ realizável - este modelo difere do convencional em dois aspetos: contém uma nova formulação para a viscosidade turbulenta e usa uma nova equação de transporte para a taxa de dissipação, ϵ . A vantagem deste método em relação ao convencional é que prevê com maior precisão a taxa de dispersão de fluxos planares e circulares. É, também, provável que ofereça desempenho superior em casos de escoamentos que envolvam rotação, camadas limite sob gradientes de pressão muito adversos, separação e recirculação[8].
- RSM - este modelo, cada vez mais utilizado, inclui rigorosamente nos cálculos os pormenores de anisotropia da turbulência e o transporte de todas as tensões de Reynolds. No entanto, estas vantagens são acompanhadas de um custo: o modelo RSM exige mais recursos (+20% de memória RAM) e é mais demorado (+40%)[13].

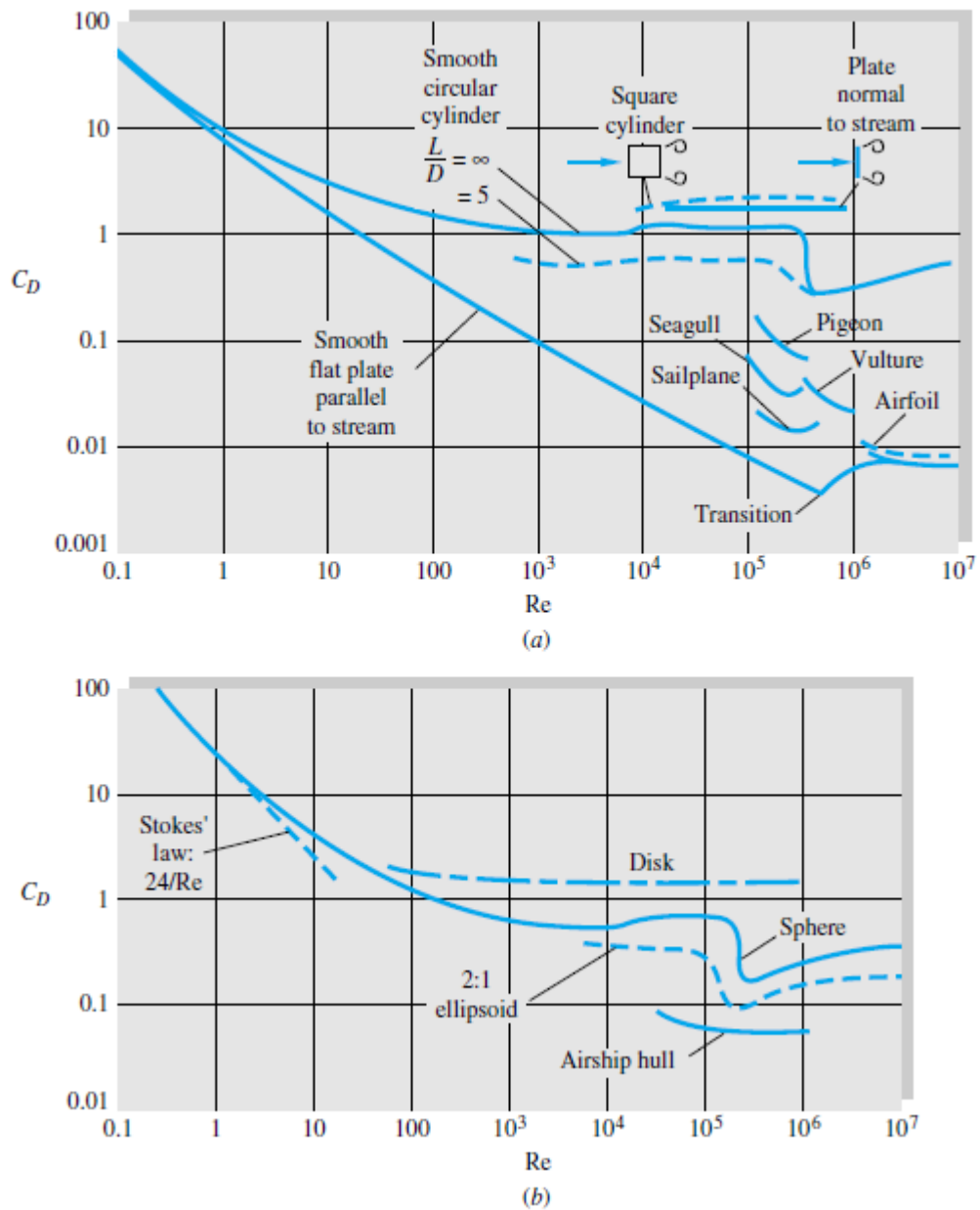
Assim, o modelo mais indicado para este estudo é o modelo k- ϵ realizável, já que oferece a versatilidade desejada, sem ser demasiado exigente em termos de recursos *hardware*. Não obstante, ao longo da aprendizagem foram realizados testes recorrendo a outros modelos que permitiram verificar a influência dos diferentes métodos nos resultados obtidos. Para além dos modelos de turbulência acima referidos, foi também testado o modelo laminar.

O modelo laminar do FLUENT adequa-se somente a simulações de escoamentos completamente laminares, sem a presença de turbulência[12].

Sem verificação experimental em túnel de vento, não é possível afirmar com toda a certeza que o escoamento tem fase de turbulência com base nos resultados obtidos. No entanto, vários fatores permitem obter uma conclusão aceitável.

Na Figura 26 são apresentados dois gráficos: no primeiro (a), figuram os coeficientes de arrasto C_D , em função do número de Reynolds, para algumas geometrias bidimensionais e, no segundo (b), para alguns corpos tridimensionais.

Nos dois casos, várias geometrias e corpos (placa plana, círculo e esfera), apresentam a transição de regime de escoamento laminar-turbulento para o número de Reynolds igual a cerca de 500000, pelo que se pode assumir que, no caso da asa traseira, o valor deverá ser semelhante[4].


 Figura 26: C_D em função de Re para diferentes geometrias e corpos [4]

A asa traseira é ainda mais suscetível à turbulência devido ao facto de se encontrar na retaguarda do veículo: o escoamento é perturbado pelo resto da carroçaria, como é visível na Figura 27, principalmente pela zona que começa no arco principal, atrás do capacete do piloto, e que conduz ar para o motor.

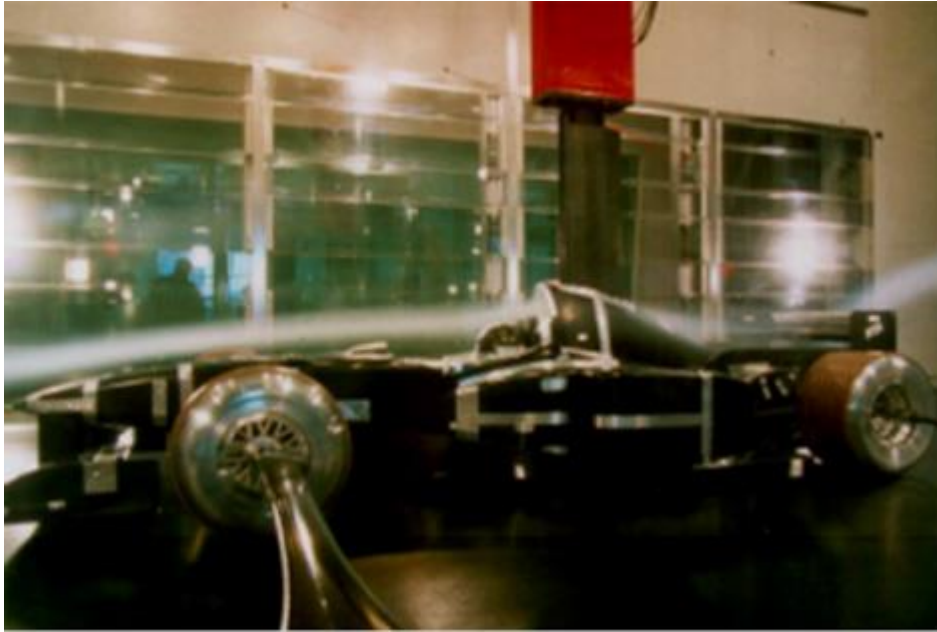


Figura 27: Teste aerodinâmico de um monolugar em túnel de vento [xiv]

Durante as simulações descritas no subcapítulo 4.2, o perfil da asa traseira do Gloria B4 foi testado, a 55 metros por segundo, considerando que o escoamento ocorria em regime completamente laminar (usando o modelo laminar). O resultado (na Figura 28) indicou descolamento na zona posterior da asa (que dá origem ao fenómeno da “perda”), que é altamente indesejável, pois indica que o coeficiente de sustentação será inferior ao máximo possível com o perfil de asa em questão e decresce com o aumento do ângulo de ataque. Como o perfil foi testado na sua posição mais neutra (sem inclinação), é muito pouco provável que o perfil tenha sido projetado para operar nestas condições. Por isso, considerou-se que o escoamento ocorre em regime turbulento, pois a camada limite turbulenta é muito menos suscetível à separação do que a camada limite laminar.

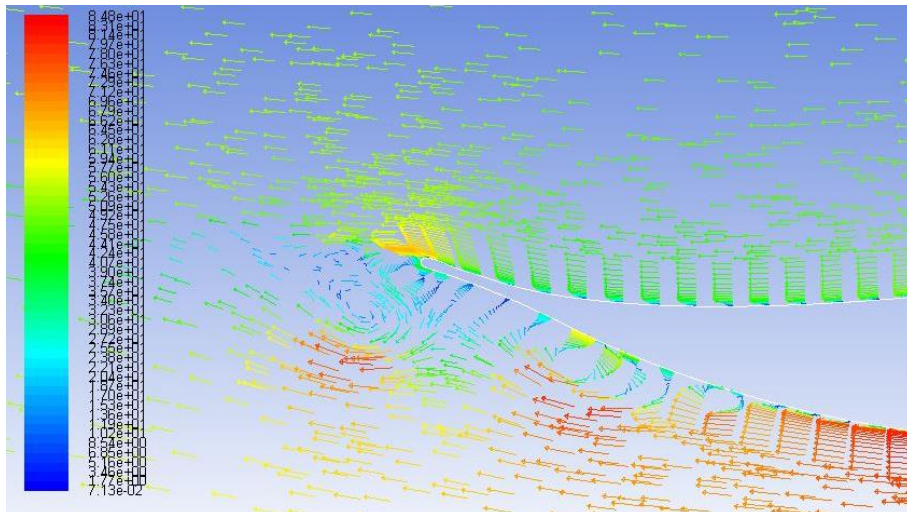


Figura 28: Visualização da separação do escoamento em vetores de velocidade

Existe ainda outro fator que leva à escolha de um modelo de turbulência para a simulação do escoamento em torno da asa traseira do Gloria B4: maioritariamente, os trabalhos realizados sobre este tema ou temas semelhantes usam modelos de turbulência,

principalmente o modelo k- ϵ realizável. Por isso, apesar de não ser perfeito, este é o modelo mais indicado para este estudo.

Funções de parede

As funções de parede são fórmulas semi-empíricas que permitem modelar a região próxima da parede. Na prática, se recorrer às funções de parede, o programa não executa cálculos nessa região; em vez disso, serve-se delas para criar uma “ponte” entre a parede e a região completamente turbulenta. Em comparação com o recurso ao modelo de proximidade de parede, o uso de funções de parede é muito mais sensível ao valor de y^+ (valores reduzidos prejudicam o rigor da simulação) mas é muito mais “leve”, em termos de processamento.

A Figura 29 ilustra o modo como o programa “encara” a região próxima da parede, recorrendo às funções de parede (à esquerda) ou ao modelo de proximidade à parede (à direita)[8].

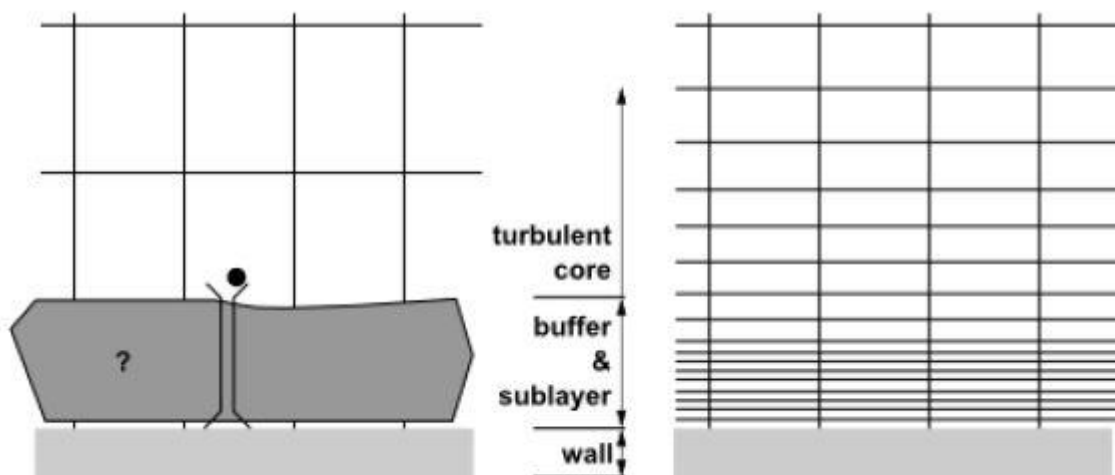


Figura 29: Comparação entre o recurso às funções de parede ou ao modelo *near-wall* [4]

Para os modelos de cálculo mais usados em escoamentos com presença de turbulência, as funções de parede disponíveis são:

- Padrão (*Standard Wall Functions*)
- Escalonáveis (*Scalable Wall Functions*)
- de Não-Equilíbrio (*Non-Equilibrium Wall Functions*)
- Avançadas (*Enhanced Wall Functions*)
- Personalizadas (*User-defined Wall Functions*)

No âmbito deste trabalho, as funções de parede mais adequadas são escalonáveis e as de não-equilíbrio. As funções de parede escalonáveis permitem manter o rigor do cálculo, mesmo com valores reduzidos de y^+ (inferiores a 11), o que as torna mais favoráveis para simulações com Reynolds mais reduzido (abaixo de 10^6). Por outro lado, se a malha não for demasiado fina junto da parede, as funções de não-equilíbrio permitem as melhores modelações para escoamentos com separação e recolamento. Para simulações de escoamentos exteriores em torno de automóveis, é recomendado o uso das funções de parede de não-equilíbrio[12, 13]. Mesmo assim, durante a fase de aprendizagem do *software*, foram

realizados testes recorrendo a diferentes funções de parede, que permitissem aferir a influência deste parâmetro nos resultados obtidos.

Para o uso das funções de parede *Non-Equilibrium*, é imperativo que o y^+ seja maior que 30 ao longo de toda a superfície, sendo recomendável obter valores superiores a 60[12].

3.4 Parâmetros gerais de cálculo

Quanto aos métodos de cálculo do ANSYS FLUENT 14.0, será utilizado o método *Pressure-Velocity Coupling*, cujos algoritmos são descritos de seguida.

Algoritmos de acoplamento pressão-velocidade

O FLUENT disponibiliza 4 algoritmos diferentes: SIMPLE, SIMPLEC, PISO e *Coupled*. O programa usa estes algoritmos para discretizar os termos de difusão das variáveis das equações de conservação.

Pode ser feita uma breve descrição destes algoritmos, mais especificamente em que casos são usados:

- **SIMPLE:** *Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*. Este e o SIMPLEC são os algoritmos mais usados, pois são os mais adequados para simulações de escoamentos em regime estacionário;
- **SIMPLEC:** o algoritmo *SIMPLE-Consistent* pode permitir a obtenção de resultados (convergência) mais rápida, para escoamentos em regime laminar;
- **PISO:** este algoritmo (*Pressure-Implicit with Splitting of Operations*) é vantajoso em escoamentos em regime transiente;
- ***Coupled:*** chega a soluções exatas, mas é mais dispendioso em termos de *hardware*.

Assim, será usado o algoritmo SIMPLE, pois para além de ser um escoamento estacionário e turbulento, este é o algoritmo mais frequentemente utilizado em estudos deste género.

Esquemas de discretização espacial

A definição do esquema de discretização espacial começa pela escolha do gradiente.

O FLUENT disponibiliza três opções para a discretização de gradientes: *Green-Gauss Cell Based*, *Green-Gauss Node Based* e *Least Squares Cell Based*. É recomendável o uso do *Least Squares Cell Based* ou do *Green-Gauss Node Based*. Como o primeiro é a opção “padrão”, foi a escolha preferida, mas ambos foram testados.

A pressão pode ser calculada através de um entre vários esquemas:

- **Padrão (*Standard*):** aplicável na maioria dos casos;
- **PRESTO!:** indicado para escoamentos com rotação, convecção natural com elevado número de Reynolds, escoamentos rotacionais de alta velocidade, escoamento através de meios porosos ou escoamentos através de domínios muito curvilíneos;

- de segunda ordem (*Second-order*): recomendado, em alguns casos, para a obtenção de melhor precisão ou para escoamentos compressíveis; ou
- *body-force-weighted*: indicado para escoamentos que envolvam forças elevadas sobre um corpo.

Os mais indicados para este trabalho são o esquema padrão e o esquema de segunda ordem e, na procura de um grau de precisão mais elevado, foi usado o esquema de segunda ordem (*second-order*).

Finalmente, as variáveis *Momentum* (quantidade de movimento), *Turbulent Kinetic Energy* (Energia Cinética de Turbulência – k) e *Turbulent Dissipation Rate* (Taxa de dissipação de turbulência – ϵ), podem ser calculadas através dos esquemas:

- *First Order Upwind*: indicado para situações em que o escoamento está alinhado com a malha, o que acontece quando a malha bidimensional tem elementos quadrangulares em todo o domínio, no caso de uma malha tridimensional, esta tem elementos paralelepípedicos em todo o domínio, alinhados com o escoamento;
- *Second Order Upwind*: quando a malha não está alinhada com o escoamento e este atravessa as linhas ou faces da malha de forma oblíqua, o esquema de primeira ordem (*First Order*) perde rigor numérico. Para evitar isso, o esquema mais apropriado passa a ser a discretização de segunda ordem (*Second Order*);
- QUICK: este esquema (*Quadratic Upstream Interpolation for Convective Kinetics*) pode permitir melhorar a precisão na presença de rotação no escoamento, apesar de apenas efetuar cálculos em elementos quadrangulares;
- MUSCL: semelhante ao QUICK, o esquema cuja sigla abrevia *Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation Laws* pode permitir melhorar a precisão na presença de rotação, mas este opera em qualquer tipo de elemento da malha; e
- *power law*: alternativa que oferece níveis de precisão semelhantes ao *First Order Upwind*[12].

Visto que o escoamento não é sempre alinhado com a malha, o esquema utilizado foi o esquema de segunda ordem (*Second Order Upwind*).

3.5 Valores iniciais

Para simulações que façam uso do modelo k - ϵ , k - ω ou RSM, as soluções obtidas por convergência devem ser independentes dos valores iniciais de k e ϵ . No entanto, para obter uma convergência melhor, é benéfico usar valores razoáveis para estas variáveis[12].

Uma forma de conseguir estes valores razoáveis é calculá-las através das expressões 3.4 e 3.5:

$$k = \frac{3}{2} I^2 V_{entrada}^2 \quad (3.4)$$

$$\varepsilon = \frac{0,09k^2}{\nu_T} \quad (3.5)$$

onde I é a intensidade de turbulência e V é a velocidade do escoamento à entrada do domínio.[9] Quanto a ν_T , representa a viscosidade cinemática turbulenta, que é normalmente considerada como sendo $\nu \cdot 10^2$ [12]. Por sua vez, o valor de ν , na expressão 2.5, é de 1.4607×10^{-5} .

A intensidade de turbulência I é, por defeito, 5%. Neste caso, assumiu-se um I de 10%, na tentativa de simular a perturbação que o escoamento já sofreu, antes de chegar à asa traseira.

Os restantes valores são de fácil obtenção e estão listados na Tabela 2:

Tabela 2: Valores definidos para as simulações em FLUENT

Variável	Valor	Unidade
Pressão	101350	Pascal
Temperatura	288,16	Kelvin
Massa volúmica	1,225	Kg/m ³
Viscosidade absoluta	$1,79 \times 10^{-5}$	Kg/m.s
Viscosidade cinemática	$1,46 \times 10^{-5}$	m ² /s

Outros valores de referência foram usados, mas variaram entre cada teste e por isso serão apresentados no Capítulo 4.

4 Otimização da asa traseira

Neste capítulo são, em primeiro lugar, descritos os passos mais relevantes do processo de aprendizagem do *software*. Para além disso, está também descrito o processo de análise aerodinâmica da asa do Gloria B4, da asa alterada e também a comparação entre as simulações tridimensionais de ambas as geometrias.

4.1 Aprendizagem do *software*

O programa FLUENT, do ANSYS 14.0, é um programa consideravelmente complexo, que permite fazer vários tipos de simulações envolvendo escoamento de fluidos. Portanto, para a realização deste trabalho, foi necessário realizar o adequado processo de aprendizagem do *software*. Isto foi feito através do Tutorial 1 (*Introduction to Using ANSYS FLUENT in ANSYS Workbench: Fluid Flow and Heat Transfer in a Mixing Elbow*), Tutorial 3 (*Introduction to Using ANSYS FLUENT: Fluid Flow and Heat Transfer in a Mixing Elbow*) e do Tutorial 5 (*Modeling External Compressible Flow*).

O passo seguinte na aprendizagem foi a realização de testes que permitissem não só conhecer melhor o programa, mas também obter algumas conclusões relacionadas com o tema do trabalho. Ao longo deste processo, foram testadas diferentes geometrias e sólidos com diferentes definições nos parâmetros das simulações.

Teste ao escoamento em torno de um cilindro bidimensional

O primeiro teste foi feito ao escoamento bidimensional em torno de um círculo que representou a secção de um cilindro de comprimento muito maior do que o diâmetro (aproximadamente infinito). A malha para este teste foi relativamente grosseira e “leve”, mas tendo em atenção os requisitos de qualidade que se pretende manter ao longo de todo o trabalho.

O círculo testado tem 10 centímetros de diâmetro e está centrado entre duas “paredes” horizontais com 3 metros de comprimento, encontrando-se a 1 metro da entrada do escoamento e a 2 metros da saída. Esta diferença serviu para garantir que seria possível visualizar a esteira do escoamento (da esquerda para a direita, segundo a direção “v”).

A malha gerada para o teste do círculo está representada na Figura 30. Como acontece ao longo de todo o processo de aprendizagem e da análise ao veículo, a malha (*mesh*) tem menus incluídos de *Inflation* e *Sizing*, mas para obter o que era pretendido foi necessário aplicar o dimensionamento (*Sizing*) diretamente no limite do círculo (*edge*) e no domínio de integração (*face*), o mesmo acontecendo com a *Inflation*.

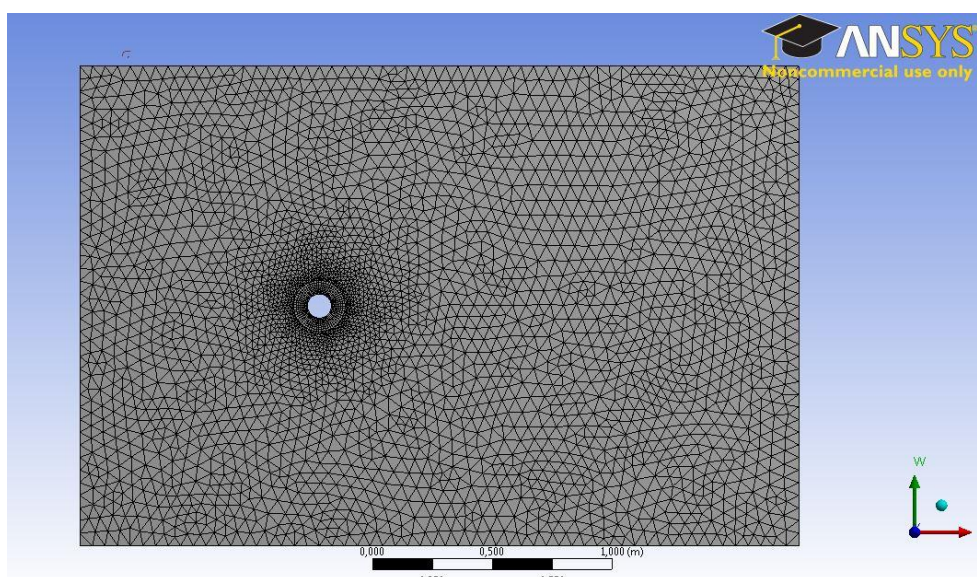


Figura 30: Malha gerada para o teste do escoamento 2D em torno do cilindro

Ainda no que diz respeito a esta malha, na Figura 31 é visível, em pormenor, a região próxima da parede do círculo, onde a malha passa de triangular a tetraédrica.

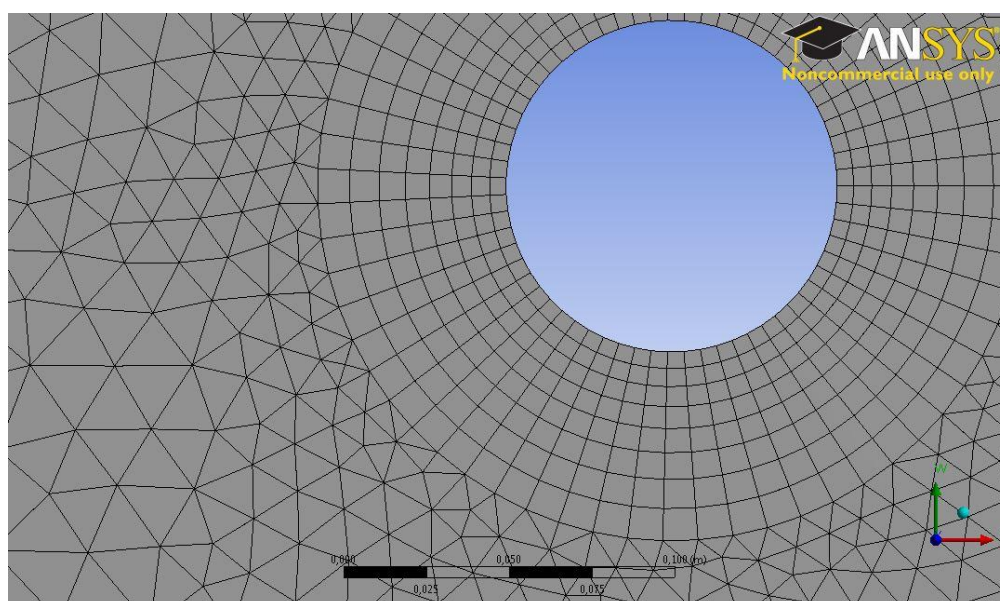


Figura 31: Pormenor da malha gerada para o teste do cilindro

Finalmente, são apresentados na Tabela 3 os parâmetros de qualidade da malha, assim como o número de elementos, dados obtidos através do FLUENT.

Tabela 3: Características da malha gerada para o teste ao cilindro

Nº de Elementos	6557
Minimum Orthogonal Quality	0,636
Maximum Aspect Ratio	5,2

Depois da importação da malha para o FLUENT, foram definidos todos os parâmetros necessários para as simulações.

A entrada do domínio foi definida como “velocity-inlet”, a saída como “pressure-outlet” e as paredes superior e inferior como “symmetry”, de modo a minimizar a sua influência no escoamento (escorregamento livre: *free slip*).

O regime de escoamento em torno do cilindro depende do número de Reynolds. Para um cilindro, o comprimento característico l é o diâmetro do cilindro. Assim, é possível estimar a evolução do regime do escoamento no cilindro, dependendo da sua velocidade. Os resultados desses cálculos estão descritos na Tabela 4.

Tabela 4: Resultados dos cálculos relativos ao regime de escoamento em torno de um cilindro

v [m/s]	35	45	55	65	75	85	95
Reynolds	239605,5	308064,2	376522,9	444981,6	513440,3	581899	650357,7
X_{tr}	0,209	0,162	0,133	0,112	0,097	0,086	0,077
%laminar	100,00	100,00	100,00	100,00	97,38	85,93	76,88
%turbul.	0,00	0,00	0,00	0,00	2,62	14,07	23,12

Assim, concluiu-se que, nesta gama de velocidades de simulação, o escoamento apresenta turbulência, pelo menos a partir dos 75 metros por segundo, sendo que é importante ter em mente que a fase de transição se inicia antes (com Reynolds ainda abaixo de 500000).

O Gráfico 3 relaciona a força de arrasto C_D com o nº de Reynolds; estes dados serviram de referência para as simulações ao escoamento em torno do cilindro.

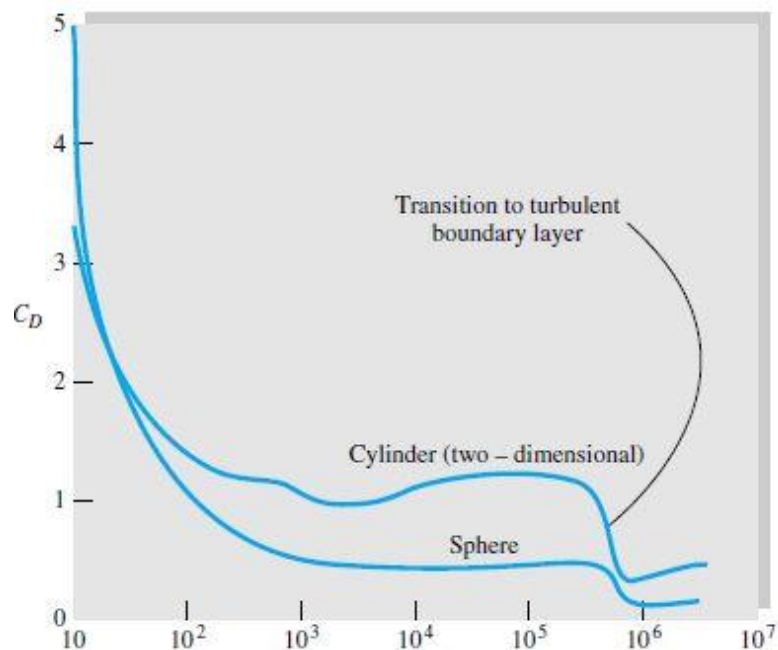


Gráfico 3: Coeficiente de arrasto de um cilindro bidimensional [4]

Por isso, foram realizadas simulações para esta gama de velocidades, usando o modelo laminar e o modelo de turbulência k- ϵ realizável.

As simulações foram realizadas segundo os parâmetros da Tabela 5.

Tabela 5: Parâmetros escolhidos na simulação do cilindro

Parâmetro	Escolha	
Modelo de Cálculo	Laminar	k-ε realizável
Funções de Parede	Não aplicável	Non-Equilibrium
Scheme	SIMPLE	SIMPLE
Gradient	Least Squares Cell Based	Least Squares Cell Based
Pressure	Second Order	Second Order
Momentum	Second Order Upwind	Second Order Upwind
Turbulent Kinetic Energy	Não aplicável	Second Order Upwind
Turbulent Dissipation Rate	Não aplicável	Second Order Upwind

Na Tabela 6 são apresentados os valores de referência usados nas simulações deste teste:

Tabela 6: Valores de referência usados no teste do escoamento em torno do cilindro

Área [m ²]	0.1
Comprimento [m]	0.1
Velocidade [m/s]	35, 45, 55, 65, 75, 85 e 95

Os resultados das simulações (assim como os valores iniciais de k e ε utilizados no modelo de turbulência k-ε realizável) estão apresentados na Tabela 7:

Tabela 7: Resultados das simulações do escoamento em torno de um cilindro

v [m/s]	35	45	55	65	75	85	95
k inicial	4,59	7,59	11,34	15,84	21,09	27,09	33,84
ε inicial	130019	355290	792838	1546632	2741440	4522821	7057130
Cd teórico	1,1	1	0,9	0,4	0,3	0,325	0,35
Cl (m. turb.)	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Cd (m. turb.)	0,41	0,41	0,406	0,407	0,408	0,407	0,407
Cl (m. laminar)	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Cd (m. laminar)	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9

A informação da Tabela 7 está apresentada graficamente no Gráfico 4. É possível verificar que os valores obtidos para o coeficiente de arrasto C_D recorrendo ao modelo laminar se aproximam dos valores teóricos para as velocidades de 35, 45 e 55 metros por segundo. A

partir dos 65 metros por segundo, o modelo de turbulência passa a ser o mais indicado para simular o escoamento.

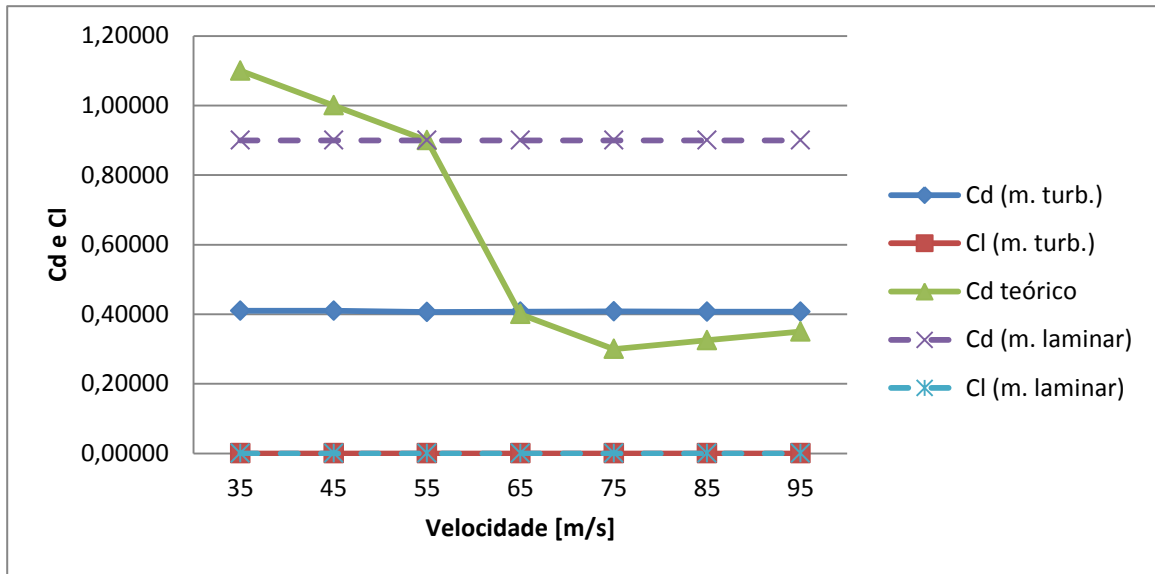


Gráfico 4: Comparação entre os resultados obtidos com o modelo laminar, de turbulência e os valores teóricos

Na Figura 32, retirada do programa FLUENT, é possível verificar que a distribuição dos valores de y^+ para a malha cumpriu o requisito de ser maior do que 30 praticamente na totalidade do perímetro do círculo e, em geral, é bastante elevado e muito superior a 60. Esta distribuição foi obtida na simulação a 35 metros por segundo e, a velocidades maiores, os valores de y^+ foram superiores, pelo que as condições de utilização das funções de parede *Non-Equilibrium* foram cumpridas.

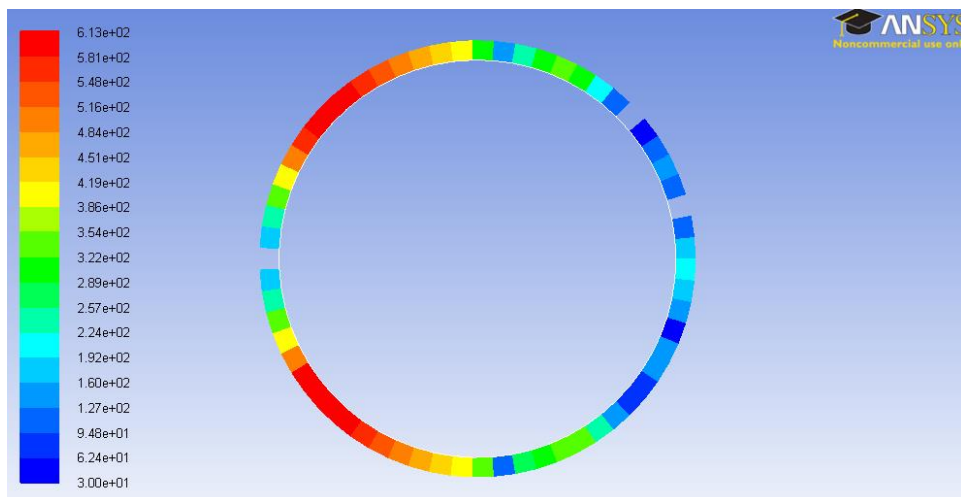


Figura 32: Valores de y^+ na parede do círculo

Teste ao escoamento em torno de um cubo

Depois do teste do escoamento bidimensional em torno de um círculo, foi testado o escoamento tridimensional em torno de um cubo com 1 metro de aresta. Como se tratava de uma simulação 3D, este passo (e os que se seguiram) da aprendizagem foi muito mais exigente em termos de recursos de *hardware* (cerca de 3 horas por simulação).

O domínio de integração está representado na Figura 33; o cubo foi colocado no meio de um paralelepípedo, a 3 metros de todos os limites exceto do limite que serviria de saída ao escoamento, tal como nos outros testes, do qual distava 6 metros, para garantir que os limites não teriam influência nos resultados da simulação.

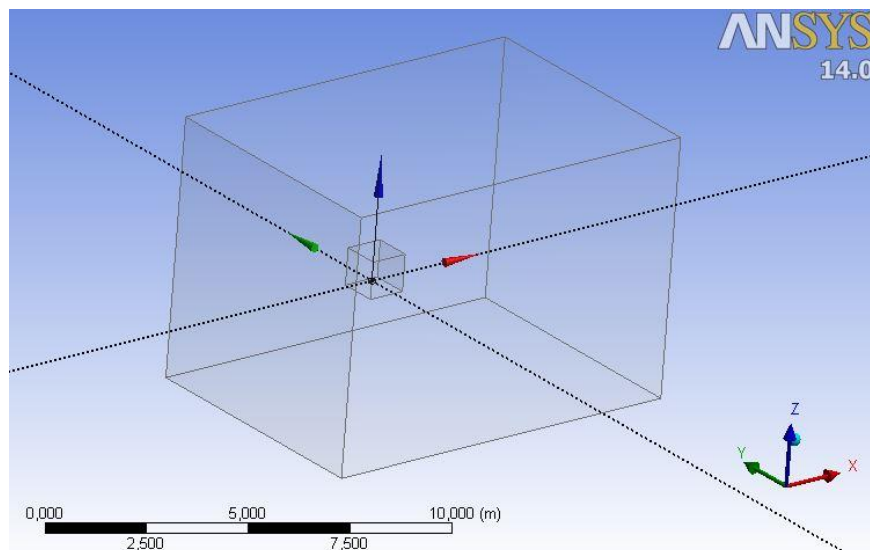


Figura 33: Domínio de integração do teste do escoamento em torno de um cubo

Na Figura 34 está representada a zona da malha adjacente ao cubo. Os dados fornecidos pelo programa FLUENT acerca da malha estão apresentados na Tabela 8.

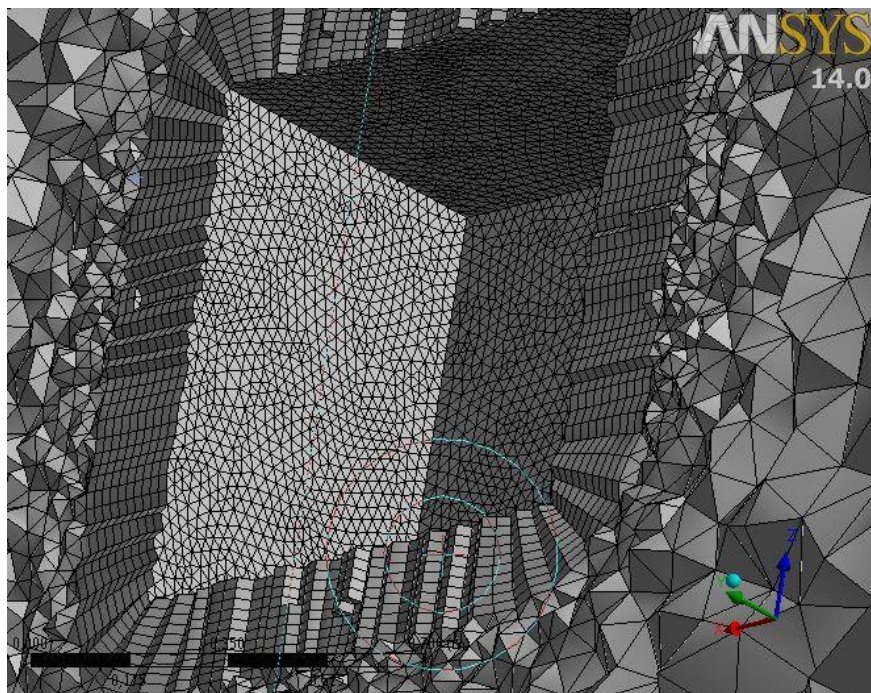


Figura 34: Pormenor da malha gerada para o teste do escoamento em torno do cubo

Tabela 8: Parâmetros da malha gerada para o teste do cubo

Nº de Elementos	693118
Minimum Orthogonal Quality	0,25
Maximum Aspect Ratio	15,8

O regime de escoamento em torno do cubo é assumido como turbulento, devido à forma completamente não-fuselada da sua geometria.

Como tal, o modelo a ser usado é o k-ε realizável e os restantes parâmetros escolhidos foram iguais àqueles selecionados para as simulações do escoamento em torno do cilindro que usaram o mesmo modelo, à exceção dos valores de referência (na Tabela 9).

Tabela 9: Valores de referência adotados para o teste do cubo

Área [m²]	1
Comprimento [m]	1
Velocidade [m/s]	35, 45 e 55

O coeficiente de arrasto de um cubo com as faces alinhadas com o escoamento é de 1.07, para um Reynolds superior a 10000.[4] Para as velocidades de teste, o número de Reynolds é sempre maior do que esse valor, como está apresentado na Tabela 10, onde também figuram os resultados das simulações:

Tabela 10: Resultados do teste do escoamento em torno de um cubo

V [m/s]	35	45	55
Cl	0,0048	0,0	0,0
Cd teórico	1,07	1,07	1,07
Cd	1	0,9988	0,99955
Reynolds	2396590	3081330	3766070

Se, no que diz respeito à força de arrasto, o erro é pequeno (menos de 6.6%), no caso da força de sustentação (que teoricamente é nula, já que se trata de um corpo simétrico), o erro é quase nulo.

A distribuição dos valores de y^+ no plano de simetria da geometria testada está representada na Figura 35; é possível verificar que a malha cumpriu o requisito necessário à utilização válida das funções de parede *Non-equilibrium*.

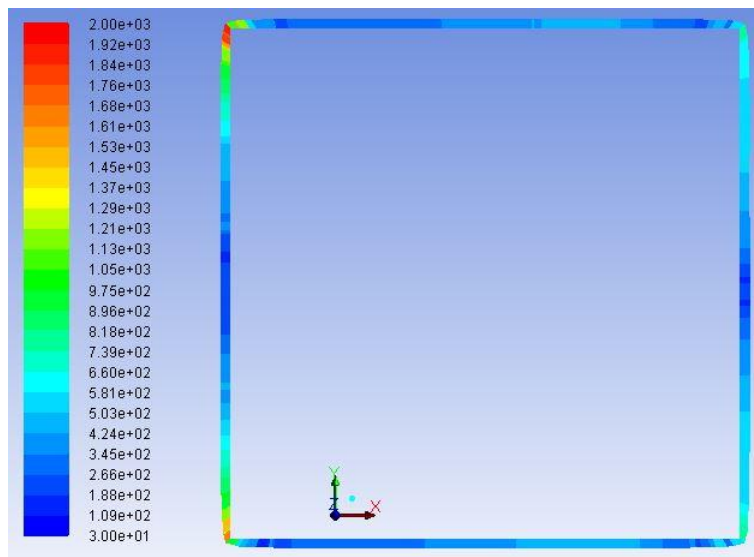


Figura 35: Distribuição dos valores de y^+ para o teste do escoamento em torno do cubo (35 m/s)

Finalmente, a Figura 36, que representa a distribuição da intensidade de turbulência do escoamento em torno do cubo, no seu plano de simetria, permite verificar que a turbulência surge logo nas arestas da face frontal (ao escoamento) do cubo. É também possível verificar a esteira gerada, a jusante do cubo.

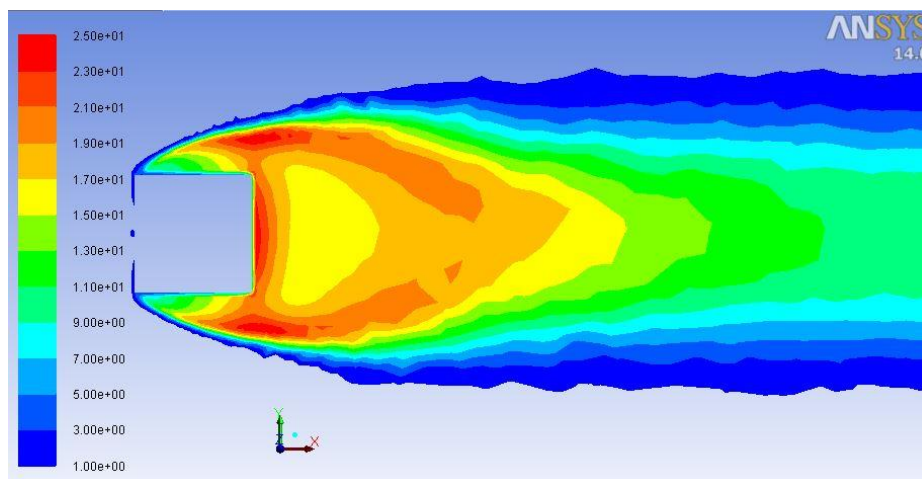


Figura 36: Distribuição da intensidade de turbulência no plano de simetria do escoamento em torno do cubo (55 m/s)

Teste ao escoamento em torno de um paralelepípedo

Para continuar o processo de aprendizagem, foi simulado o escoamento em torno de um paralelepípedo com a mesma área frontal do cubo e com 3 metros de comprimento.

O domínio de integração, na Figura 37, é mais longo do que no caso do cubo: tem 18 metros a jusante do paralelepípedo; as restantes dimensões são semelhantes às usadas para o teste ao escoamento em torno do cubo.

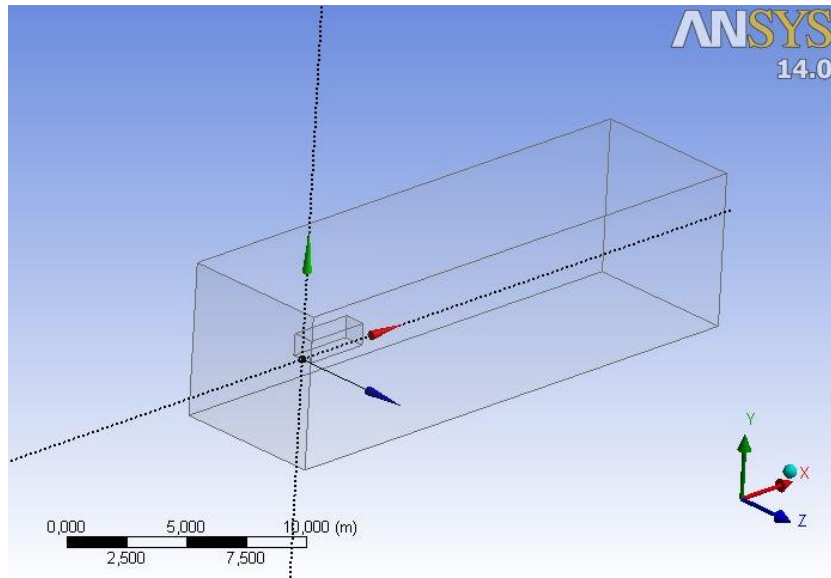


Figura 37: Domínio de integração usado no teste do escoamento em torno de um paralelepípedo

A malha gerada está representada parcialmente na Figura 38 e, segundo o FLUENT, tem as características apresentadas na Tabela 11. Optou-se por uma malha com elementos maiores pois, com menor número de elementos, o tempo de cálculo pôde ser substancialmente reduzido.

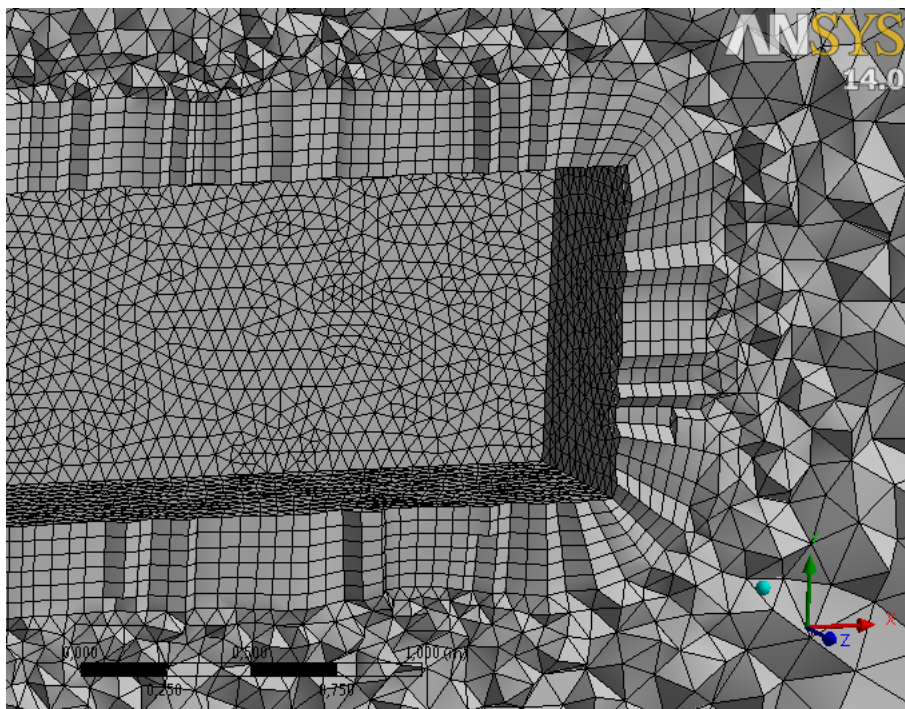


Figura 38: Pormenor da malha gerada para o teste ao paralelepípedo

Tabela 11: Parâmetros da malha gerada para o teste do paralelepípedo

Minimum Ort. Quality	0,182
Max Asp. Ratio	19,6
Nº de Elementos	355736

O modelo usado foi, mais uma vez, o modelo de turbulência k- ϵ realizável e os valores de referência foram os mesmos da Tabela 9, com exceção do comprimento, alterado para 3 metros.

Os resultados das simulações no FLUENT (na Tabela 12) indicaram que o coeficiente de arrasto do paralelepípedo é consideravelmente menor do que o do cubo, enquanto o coeficiente de sustentação se manteve nulo, como seria de esperar.

Tabela 12: Resultados das simulações do escoamento em torno de um paralelepípedo

V [m/s]	35	45	55
Cl	-0,004	-0,003	0,0
Cd	0,718	0,7204	0,7188
Reynolds	7189770	9243911	11298211

Esta diferença deve-se ao menor gradiente de pressão entre a face frontal e a face posterior do paralelepípedo do que no caso do cubo e está ilustrada na comparação da Figura 39.

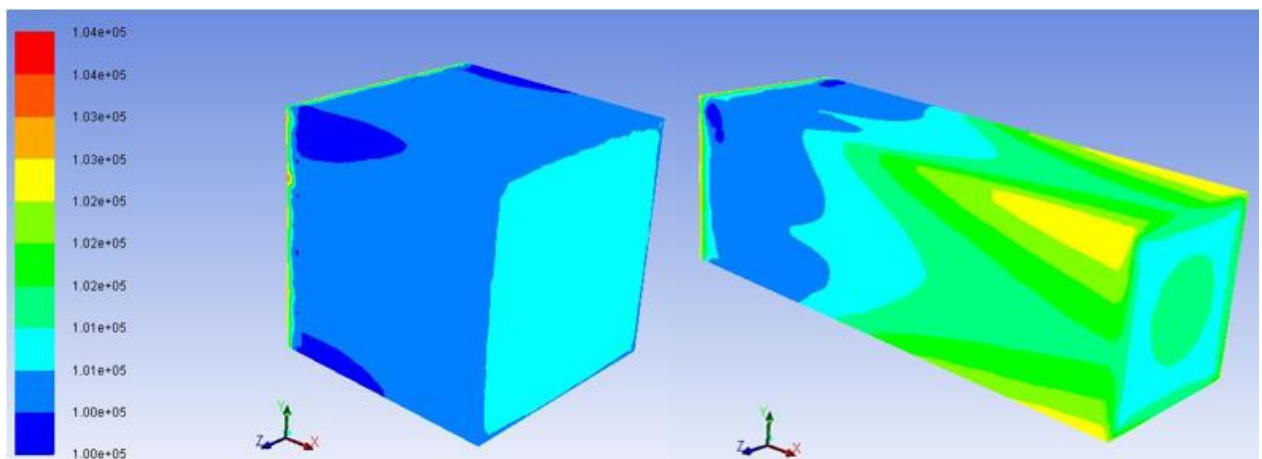


Figura 39: Comparação entre a distribuição de pressões na superfície do cubo e do paralelepípedo

Enquanto a pressão na face frontal é igual para os dois casos, ao longo dos sólidos a pressão aumenta gradualmente e, como o comprimento do paralelepípedo é maior, na face traseira deste a pressão é superior à pressão na face traseira do cubo.

4.2 Simulação 2D da asa traseira do Gloria B4

Para as simulações de A a I (na Tabela 1), foi necessário criar três malhas distintas: uma (1) para as simulações com ângulo de ataque nulo (A, B e C), outra (2) para o ângulo de ataque médio (D, E e F) e uma terceira (3) para o ângulo de ataque máximo (G, H e I).

Preparação dos testes

A Tabela 13 apresenta os dados relativos a cada uma das malhas:

Tabela 13: Parâmetros das malhas geradas para o teste da asa do Gloria B4

	Malha 1	Malha 2	Malha 3
Nº de Elementos	43600	43600	43978
Minimum Ort. Quality	0.615	0.668	0.616
Maximum Aspect Ratio	5.4	4.92	5.46

A Figura 40 representa a malha gerada para as simulações A, B e C, em pormenor.

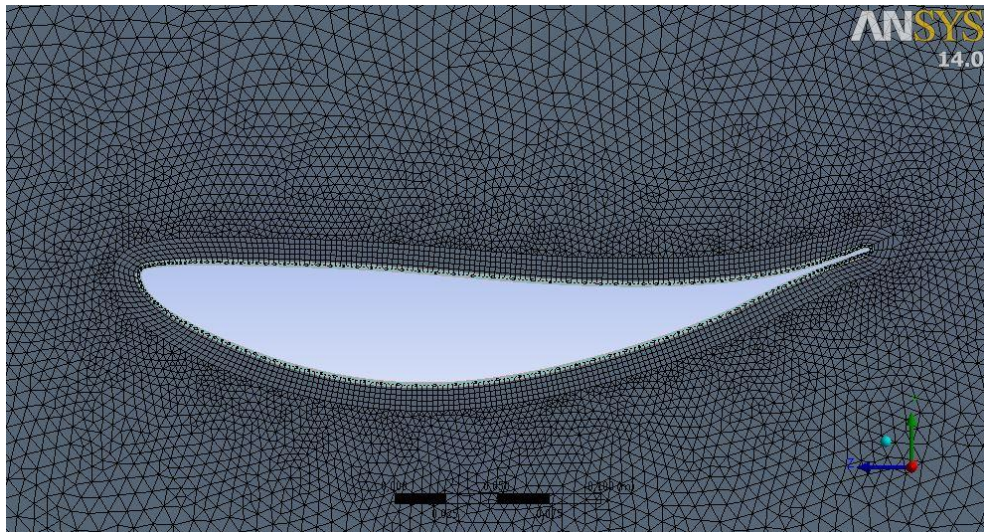


Figura 40: Pormenor da malha gerada para o teste da asa ($\alpha = 0^\circ$)

Como foi referido no subcapítulo 3.3, nestas simulações o modelo utilizado foi sempre o modelo de turbulência k- ϵ realizável. De resto, também os outros parâmetros da simulação no FLUENT foram semelhantes aos usados nos testes relatados no subcapítulo 4.1.

A Tabela 14 apresenta alguns dos valores de referência usados nestes testes. Como se tratam de simulações bidimensionais, a área característica - que, no caso de uma asa, é a área de topo (igual à multiplicação do comprimento da corda pela envergadura da asa), o FLUENT realiza o cálculo em função da “profundidade” da geometria 2D (*depth*) que, por defeito, é igual a 1. Por isso, a área característica assume um valor igual à corda.

Tabela 14: Valores de referência usados nos testes 2D da asa do Gloria B4

Área [m²]	0.355
Comprimento [m]	0.355
Velocidade [m/s]	35, 45 e 55

Os parâmetros usados na simulação estão resumidos na Tabela 15:

Tabela 15: Parâmetros usados na simulação da asa do Gloria B4

Parâmetro	Escolha
Modelo de Cálculo	k-ε realizável
Funções de Parede	Non-Equilibrium
Scheme	SIMPLE
Gradient	Least Squares Cell Based
Pressure	Second Order
Momentum	Second Order Upwind
Turbulent Kinetic Energy	Second Order Upwind
Turbulent Dissipation Rate	Second Order Upwind

O valor de y^+ , que deve ser maior do que 30 para a correta utilização de funções de parede *Non-Equilibrium*, cumpriu esta condição em quase todo o domínio, como é visível na Figura 41, para a velocidade de escoamento de 35 m/s. Para velocidades de escoamento maiores, o valor de y^+ aumenta.

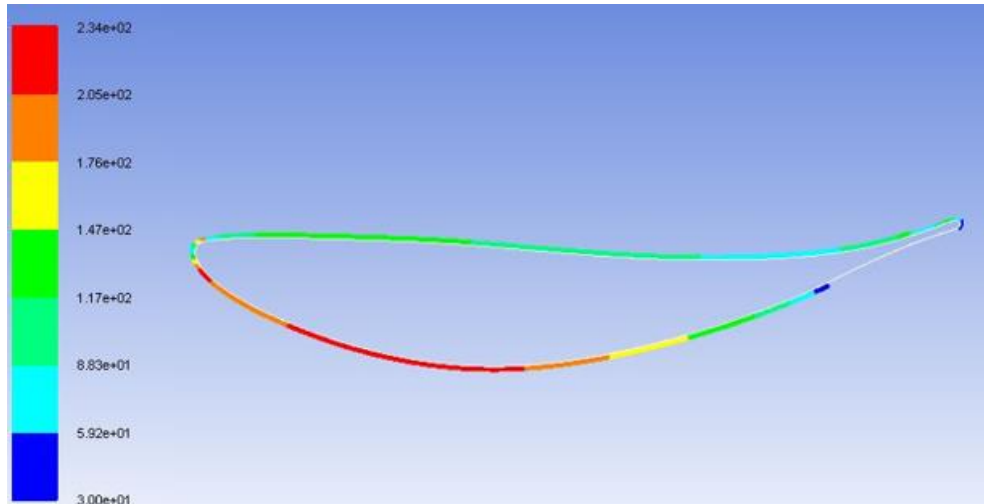


Figura 41: Distribuição de y^+ no domínio de integração (35m/s, $\alpha = 0^\circ$)

Resultados

Os resultados das simulações (na Tabela 16, Tabela 17 e Tabela 18) indicam que o rácio L/D mantém-se praticamente inalterado com a variação da velocidade de escoamento; por outro lado, este rácio diminui à medida que o ângulo de ataque aumenta. Este rácio é calculado através do valor teórico, obtido através da expressão 2.43, e depois aproximado para o valor de uma asa de largura finita e com placas laterais (com as dimensões reais das placas da asa do Gloria: $h = 0,3$ metros).

Tabela 16: Resultados obtidos na simulação da asa com $\alpha = 0^\circ$

Velocidade [m/s]	35	45	55
Cd (∞)	0,03	0,03	0,03
Cl (neg.)	1,18	1,19	1,19
Rácio (∞)	38,81	40,46	41,18
Rácio (enverg. real)	5,95	5,95	5,95
Rácio (c/placas)	8,76	8,78	8,80

Tabela 17: Resultados obtidos na simulação da asa com $\alpha = 5^\circ$

Velocidade [m/s]	35	45	55
Cd (∞)	0,05	0,05	0,05
Cl (neg.)	1,44	1,43	1,43
Rácio (∞)	29,31	29,43	29,55
Rácio (enverg. real)	4,82	4,84	4,84
Rácio (c/placas)	7,05	7,05	7,08

Tabela 18: Resultados obtidos na simulação da asa com $\alpha = 10^\circ$

Velocidade [m/s]	35	45	55
Cd (∞)	0,11	0,12	0,13
Cl (neg.)	1,61	1,66	1,67
Rácio (∞)	14,73	14,09	13,06
Rácio (enverg. real)	3,81	3,68	3,60
Rácio (c/placas)	5,29	5,11	4,96

O Gráfico 5 representa a evolução do rácio L/D teórico com o aumento da velocidade de escoamento, para cada ângulo de ataque, enquanto o Gráfico 6 representa a evolução do rácio L/D teórico com o aumento do ângulo de ataque, para cada velocidade.

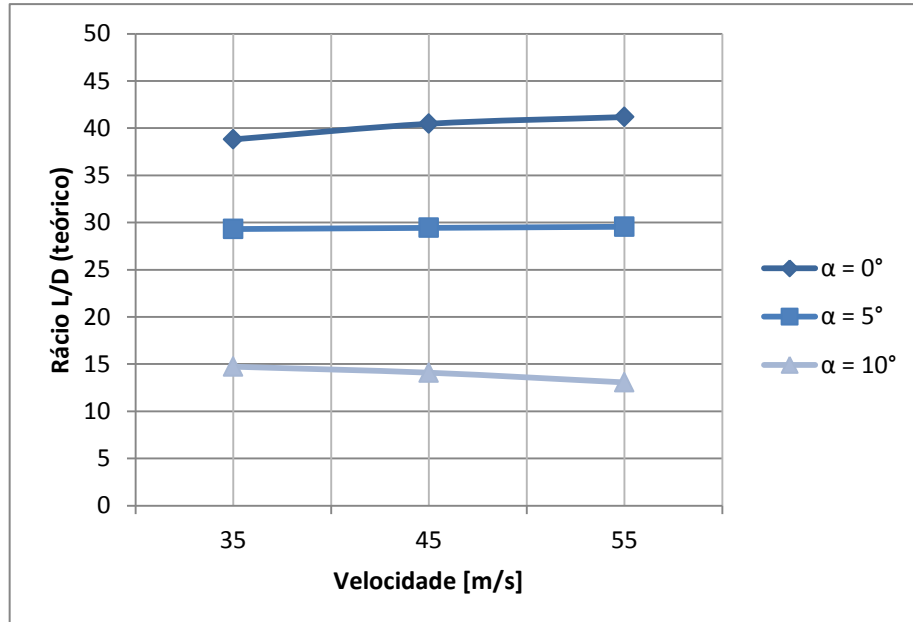
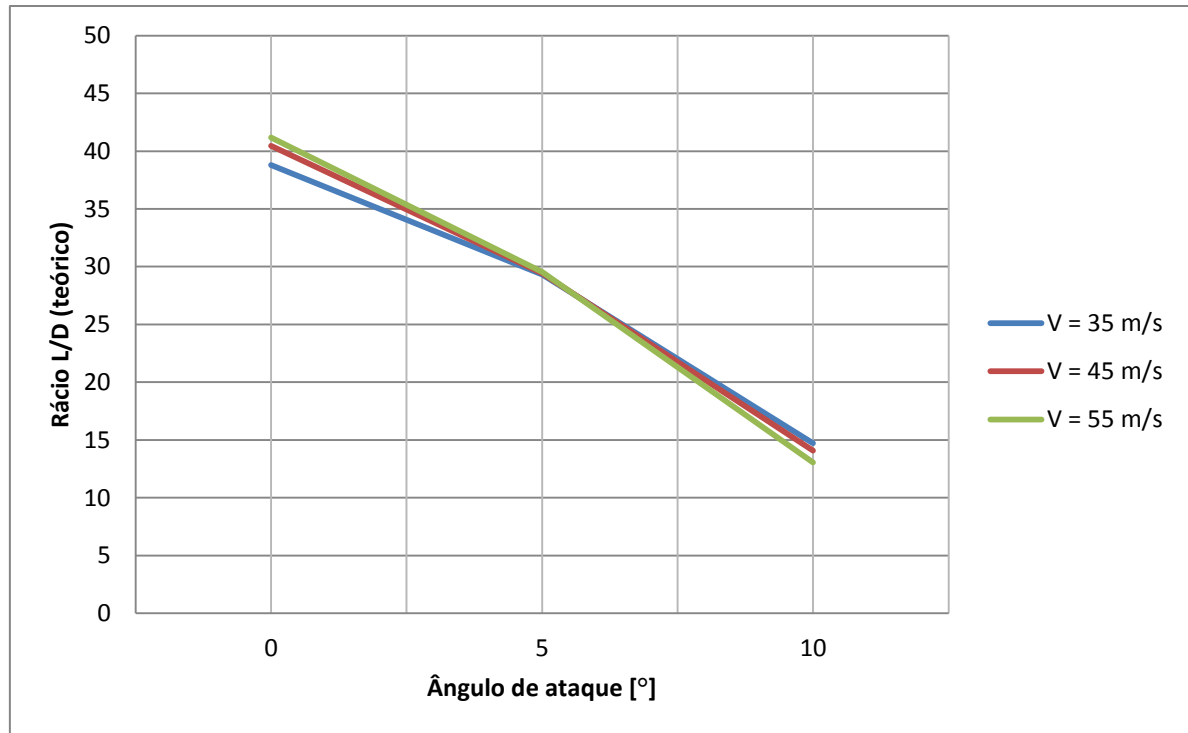


Gráfico 5: Evolução do rácio L/D teórico da asa com a variação da velocidade

Gráfico 6: Evolução do rácio L/D teórico da asa com o aumento de α

Com o ângulo de ataque mínimo, o aumento da velocidade traduz-se na melhoria da eficácia teórica da asa. Contrariamente, quando se adota o ângulo de ataque máximo, a evolução da eficiência teórica é inversamente proporcional à velocidade.

Isto pode ser explicado pelo surgimento de uma zona considerável de separação na zona posterior da asa, visível na Figura 42. Este fenómeno indica que, a esta velocidade (55 m/s – cerca de 200 km/h) e na configuração de ângulo de ataque máximo, a asa do Gloria B4 aparenta encontrar-se no limiar da perda (*stall*), ou seja, $\alpha_{crítico} = 10^\circ$.

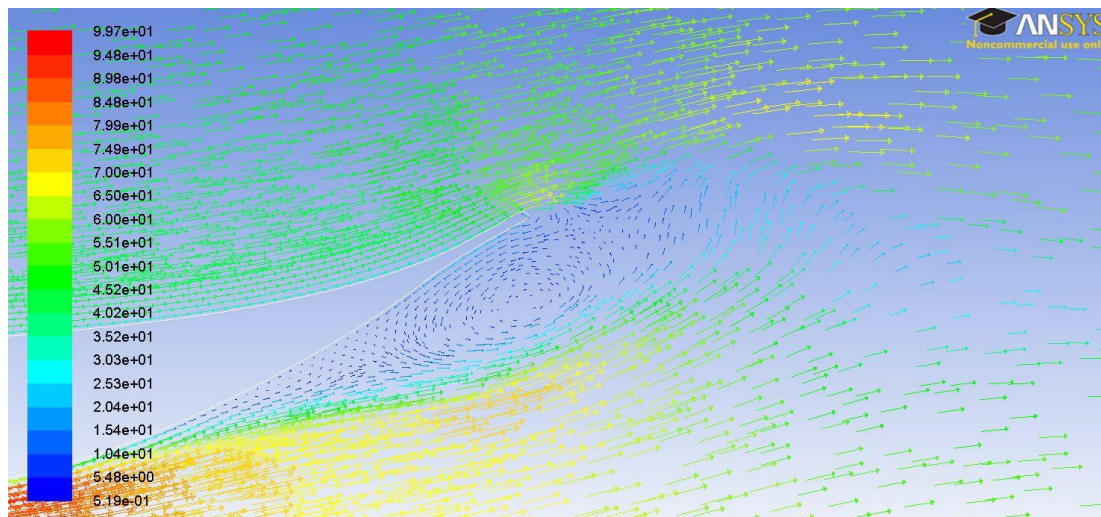


Figura 42: Vetores de velocidade na região posterior da asa original no teste “I”

Como é visível na Figura 43, a separação surge ainda na simulação “F” ($\alpha = 5^\circ$; 55 m/s), mas os resultados demonstram que, nesta configuração, o seu efeito ainda não se reflete na eficiência da asa.

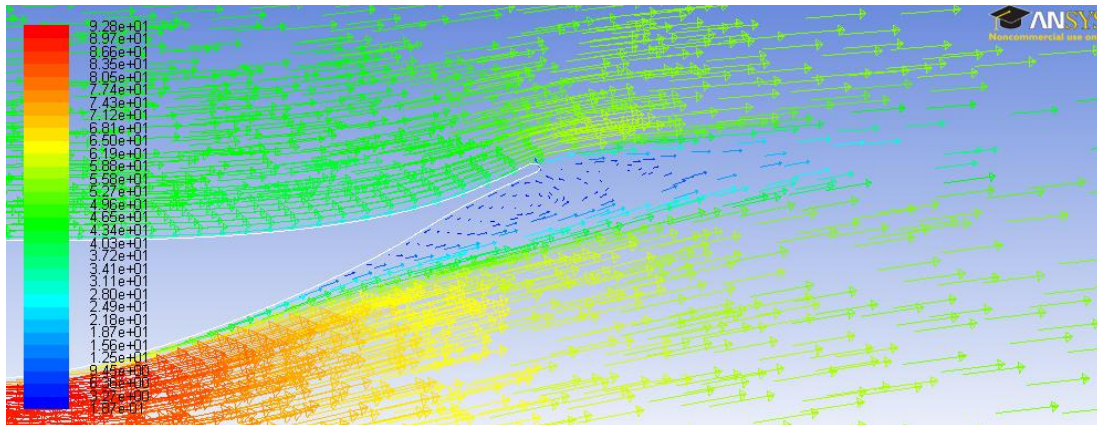


Figura 43: Vetores de velocidade na região posterior da asa original no teste “F”

Teste de perda de sustentação

Apesar da asa traseira do Gloria B4 não permitir ângulos de ataque acima de 10° , foi realizada uma simulação com 15° (à velocidade de 55 m/s), para obter conclusões mais evidentes acerca do limite de funcionamento da asa.

Visto que os parâmetros usados para a malha e para a simulação são idênticos aos das restantes simulações do escoamento em torno da asa do Gloria B4, os dados relevantes resumem-se aos parâmetros de qualidade e tamanho da malha obtida (na Tabela 19) e aos resultados obtidos, na Tabela 20.

Tabela 19: Parâmetros da malha gerada para o teste de perda de sustentação

Nº elementos	43520
Minimum Ort. Quality	0,661
Maximum Aspect Ratio	5,025

Tabela 20: Resultados obtidos no teste de perda de sustentação

Velocidade [m/s]	55
Cd (∞)	0,35
Cl (neg.)	1,55
Rácio	4,428571
Rácio (enverg. real)	2,421703
Rácio (c/placas)	2,923054

Comparando os resultados desta simulação com os resultados das simulações realizadas com ângulos de ataque inferiores (Gráfico 7), verifica-se que o coeficiente de sustentação não aumenta com o aumento do ângulo de ataque de 10° para 15° ; pelo contrário, diminui. Isto é acompanhado de uma subida acentuada do coeficiente de arrasto.

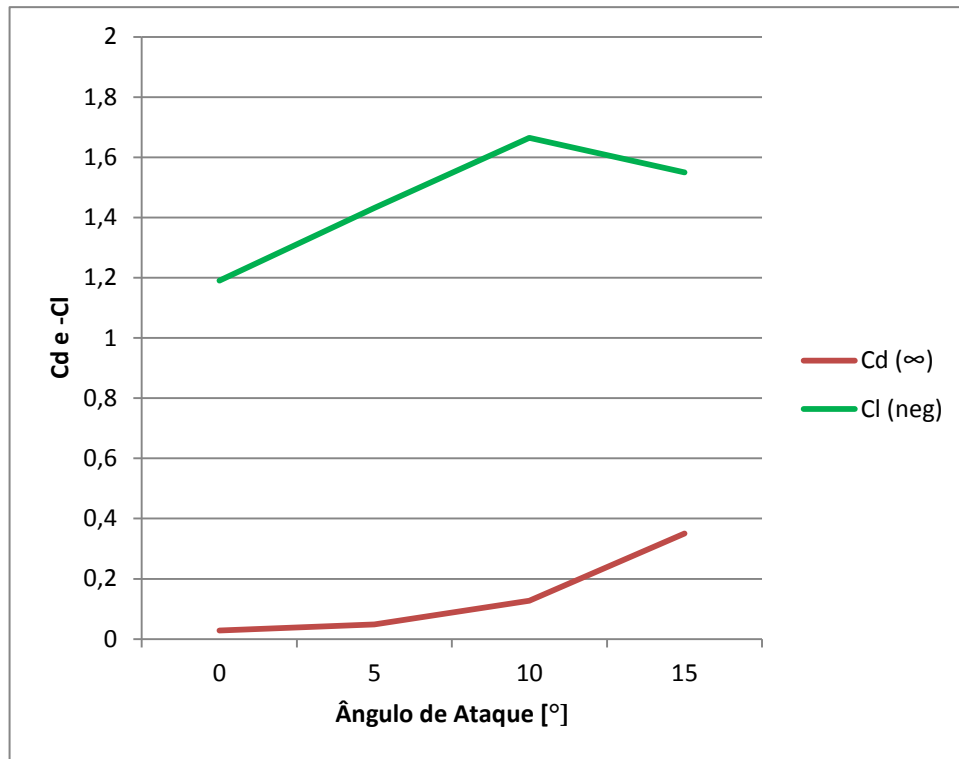


Gráfico 7: Evolução dos coeficientes de arrasto e sustentação com o ângulo de ataque, a 55 m/s

A distribuição dos vetores de velocidade, na Figura 44, é outra forte indicadora de que, com este ângulo de ataque, o fenómeno da perda existe na asa traseira do Gloria B4.

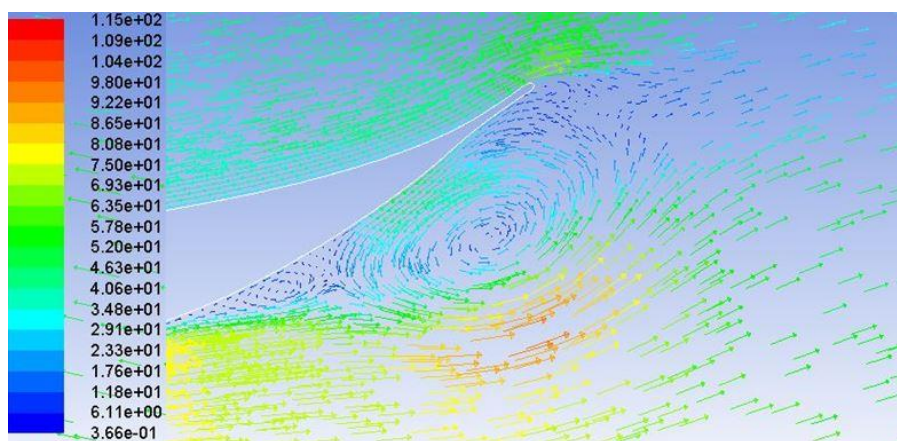


Figura 44: Distribuição de vetores de velocidade na região posterior da asa (a 55 m/s e com $\alpha = 15^\circ$)

4.3 Simulação 2D da asa alterada

Perfil secundário usado

Com o objetivo de melhorar a eficiência da asa e de aumentar o ângulo de ataque máximo antes de perda ($\alpha_{crítico}$), o perfil da asa foi modificado e foi adicionado um segundo perfil. Este perfil secundário faz parte da série de 4 dígitos da NASA: trata-se do perfil NACA 2414 e está ilustrado na Figura 45.[xv]

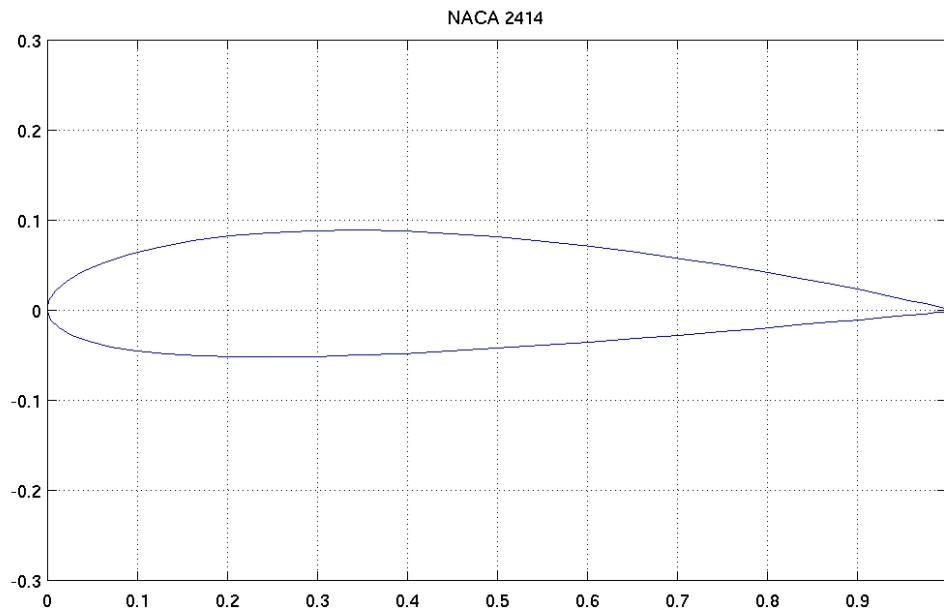


Figura 45: Perfil NACA 2414 [xv]

Desta composição, resultou o perfil ilustrado pela Figura 46:

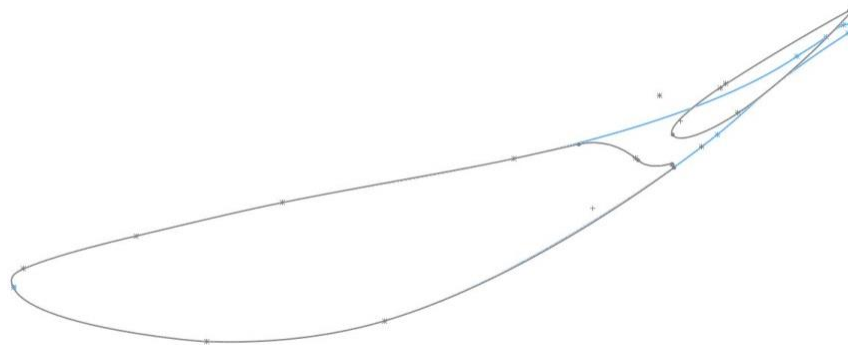


Figura 46: Perfil composto da asa alterada (a azul claro, o perfil original da asa)

Este perfil foi feito tentando alterar ao mínimo a geometria geral da asa original, para que o efeito da aplicação de um perfil secundário pudesse ser corretamente comparado. Além disso, estes elementos estão, geralmente, limitados dimensionalmente pelos regulamentos das competições, pelo que é conveniente que qualquer alternativa não seja consideravelmente maior do que a asa original.

Malha usada

O teste ao escoamento em torno deste perfil fez uso de uma malha com menos qualidade (a existência de dois elementos obrigou a um compromisso), mas mesmo assim, a qualidade mínima ortogonal obtida é bastante satisfatória. Os parâmetros relativos a esta malha (ilustrada pela Figura 47) estão apresentados na Tabela 21.

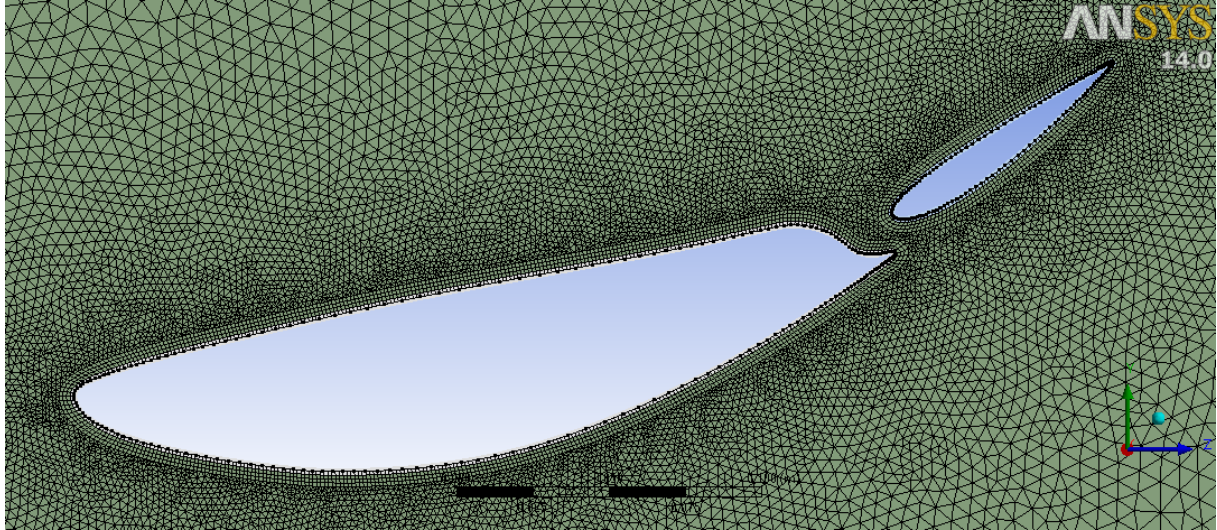


Figura 47: Malha gerada para a simulação do escoamento em torno da asa alterada

Tabela 21: Parâmetros da malha gerada para o teste da asa alterada

Nº de elementos	58554
Minimum Ort. Quality	0,467
Maximum Aspect Ratio	7,56

Resultados da simulação com ângulo de ataque elevado

As dimensões do domínio de integração, assim como os parâmetros usados nas simulações, mantiveram-se inalterados. O ângulo de ataque do perfil secundário (α_{ps}) escolhido para esta simulação foi de 20° , sendo este um valor relativo à corda do perfil principal que, por sua vez, apresenta um ângulo de ataque de 15° , tal como tinha sido adotado no teste de perda de sustentação da asa original.

Os resultados da simulação estão apresentados na Tabela 22:

Tabela 22: Resultados obtidos da simulação do escoamento em torno da asa alterada

Velocidade [m/s]	55
Cd (∞)	0,15
Cl (neg.)	1,82
Rácio	12,1333
Rácio (enverg. real)	3,30973
Rácio (c/placas)	4,56667

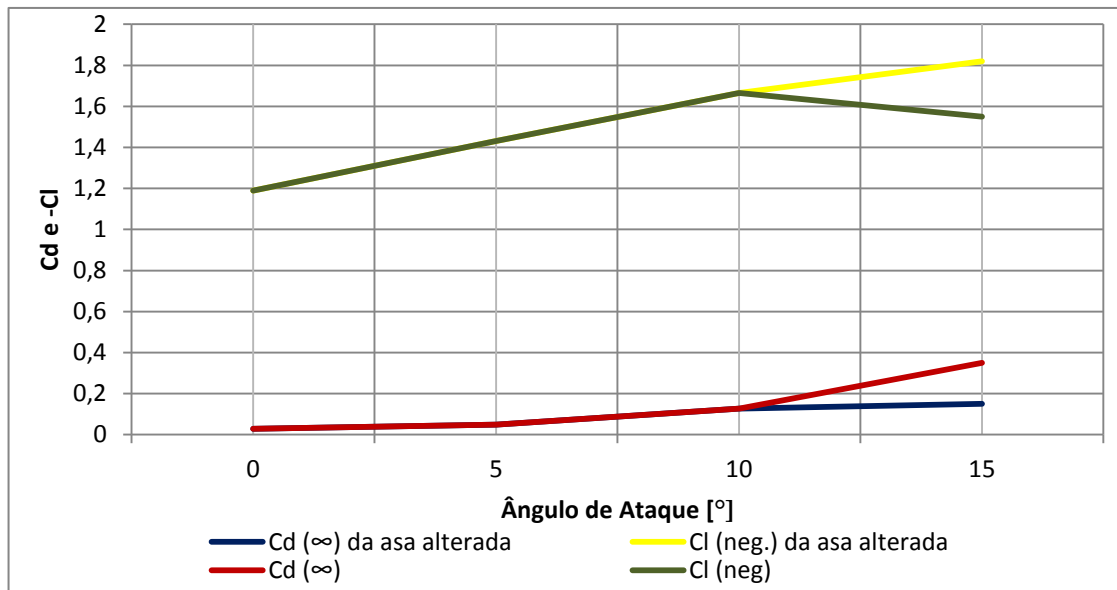


Gráfico 8: Comparação entre os coeficientes de sustentação e arrasto para o aumento do ângulo de ataque da asa original para 15° e a adoção de um perfil duplo

Comparando os resultados entre esta geometria e a original, conclui-se que a adoção de uma asa com duplo perfil deste género atrasa o fenómeno da perda e os seus efeitos. No Gráfico 8, é possível verificar que o coeficiente de sustentação (negativo) é consideravelmente superior e o de arrasto, inferior.

É possível verificar, na Figura 48, que o espaço entre os dois perfis provoca um forte redução da intensidade de turbulência, contrariando assim o aumento da região turbulenta e de baixas velocidades no extradorso da asa.

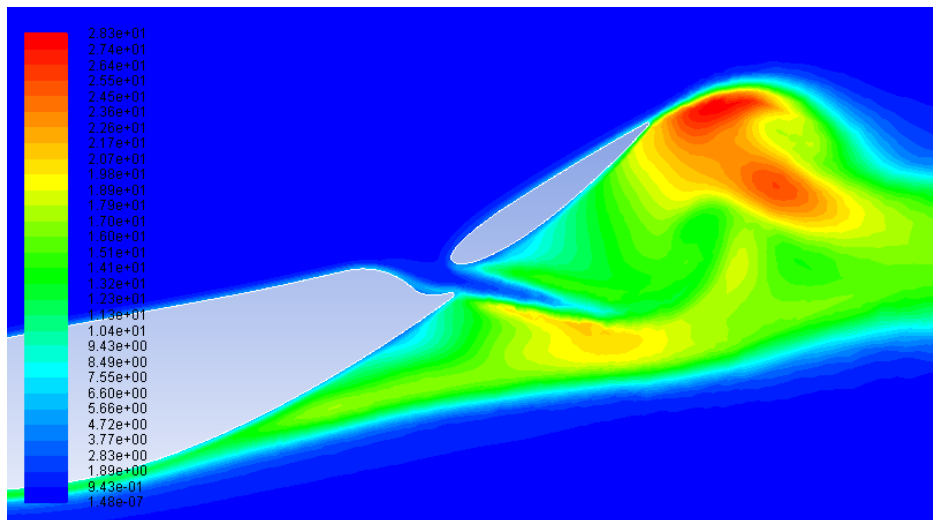


Figura 48: Distribuição da intensidade de turbulência na simulação da asa alterada, para uma velocidade de 55m/s, α de 15° e α_{ps} de 20°

Teste geral da asa alterada

Para comparar diretamente a performance desta geometria com a performance da asa original do Gloria B4, foram realizadas simulações análogas às do teste à asa original (subcapítulo 4.2). No entanto, neste caso, em vez do ângulo de ataque α , foram testados 3 ângulos de ataque α_{ps} , do perfil secundário, já que o perfil principal passou a ser considerado fixo na posição média: $\alpha = 5^\circ$.

As três configurações estão ilustradas na Figura 49 e a Tabela 23 apresenta o conjunto de simulações efetuadas.

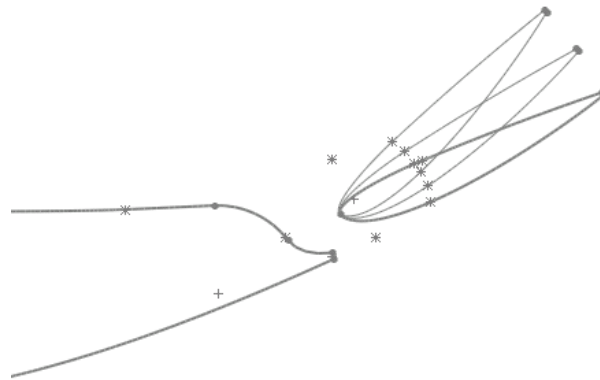


Figura 49: Comparação das 3 configurações testadas ($\alpha_{ps} = 20^\circ$, 30° e 40°)

Tabela 23: Conjunto de simulações realizadas no teste da asa alterada

		Configuração		
		$\alpha_{ps} = 20^\circ$	$\alpha_{ps} = 30^\circ$	$\alpha_{ps} = 40^\circ$
Velocidade [m/s]	35	J	M	P
	45	K	N	Q
	55	L	O	R

As nove simulações (de J a R), testaram o escoamento a velocidades de 35, 45 e 55 metros por segundo, para cada uma das configurações de α_{ps} .

As malhas foram geradas da mesma forma que a malha usada na simulação com ângulo de ataque elevado, pelo que são quase idênticas em dimensão e qualidade. Todos os parâmetros da simulação no FLUENT permaneceram inalterados.

Resultados do teste geral à asa alterada

A Tabela 24 apresenta os resultados das simulações à asa alterada e também os resultados obtidos nas simulações à asa original.

Tabela 24: Comparação entre os resultados obtidos para a asa alterada e para a asa original

Velocidade [m/s]		35	45	55
Asa orig. $\alpha = 5^\circ$	Cd (∞)	0,049	0,0487	0,04846
	Cl (neg.)	1,4362	1,4334	1,432
Asa alt. $\alpha_{ps} = 20^\circ$	Cd (∞)	0,075	0,075	0,075
	Cl (neg.)	1,33	1,34	1,33
Asa alt. $\alpha_{ps} = 30^\circ$	Cd (∞)	0,11	0,12	0,12
	Cl (neg.)	1,45	1,44	1,45
Asa alt. $\alpha_{ps} = 40^\circ$	Cd (∞)	0,15	0,145	0,14
	Cl (neg.)	1,66	1,52	1,48

Estes dados estão apresentados no Gráfico 9:

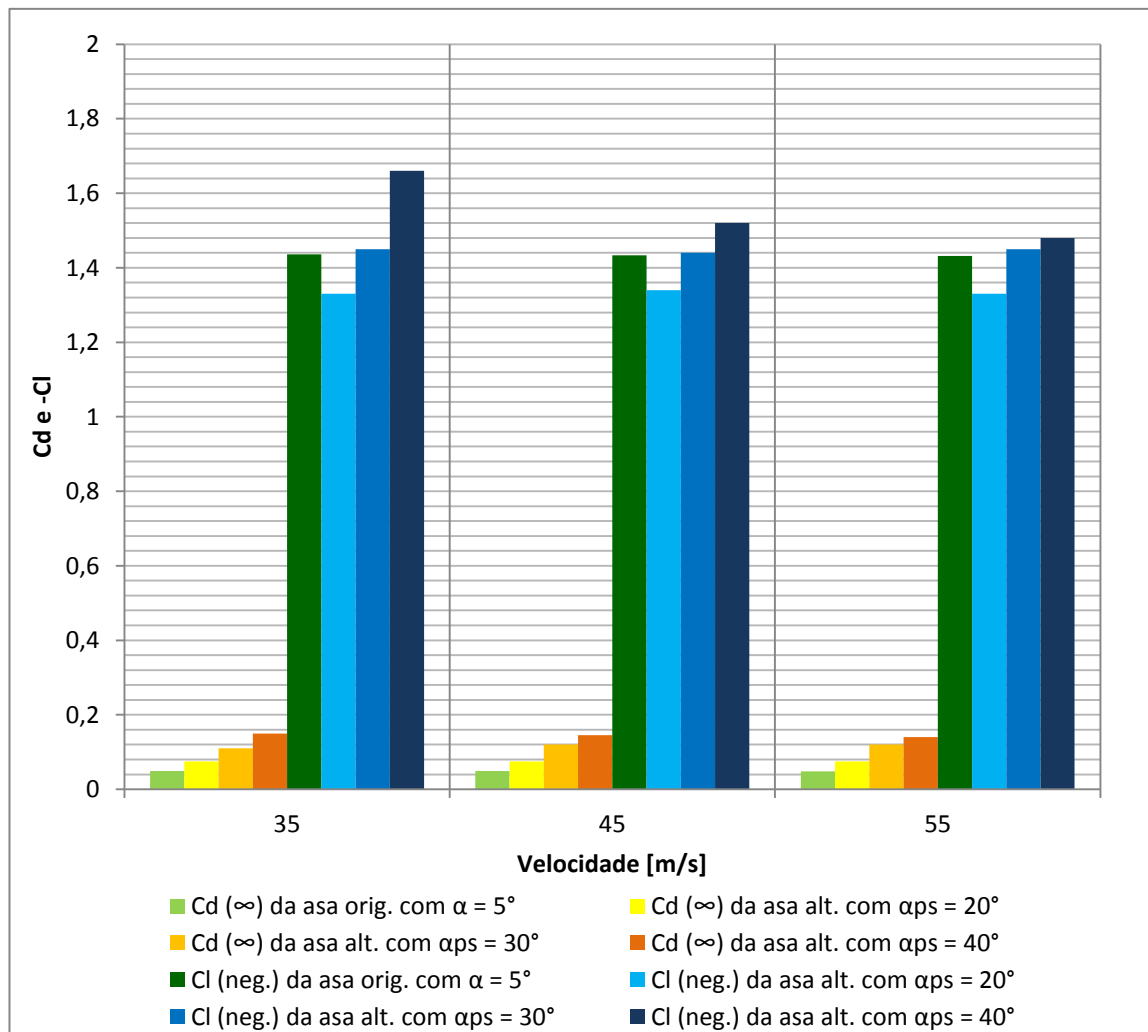


Gráfico 9: Comparação entre o coeficiente de arrasto teórico e o coeficiente de sustentação negativo da asa original e da asa alterada

Neste gráfico é possível verificar que, para o mesmo ângulo de ataque do perfil principal (α), a asa alterada apenas permite obter forças descendentes superiores a partir de um α_{ps} de 30° . No entanto, para todos os ângulos de ataque do perfil secundário que foram testados, o arrasto é superior ao arrasto obtido no teste à asa original. Este pormenor indica uma pior eficiência da asa, como é possível verificar na Tabela 25 e no Gráfico 10.

A 55 metros por segundo, a elevada inclinação do *flap* parece provocar mesmo o fenómeno de perda (*stall*), pois “responde” ao aumento da velocidade de escoamento com um decréscimo do coeficiente de sustentação negativo.

Tabela 25: Comparação da eficiência (através do Rácio L/D teórico) entre a asa original e alterada

Velocidade [m/s]	35	45	55
Asa orig. $\alpha = 5^\circ$	29,3102	29,43326	29,55014
Asa alt. $\alpha_{ps} = 20^\circ$	17,73333	17,86667	17,73333
Asa alt. $\alpha_{ps} = 30^\circ$	13,18182	12	12,08333
Asa alt. $\alpha_{ps} = 40^\circ$	11,06667	10,48276	10,57143

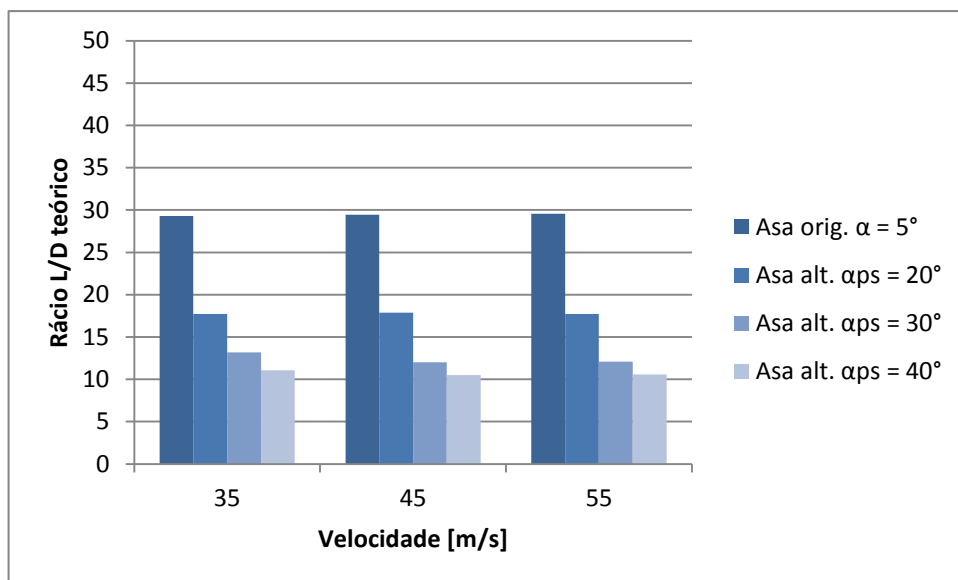


Gráfico 10: Comparação entre o rácio L/D da asa original e da asa alterada

Conclui-se, então, que a principal vantagem desta geometria é a obtenção de coeficientes de sustentação negativos bastante superiores ao máximo que a asa original consegue gerar, como foi demonstrado no Gráfico 8. No entanto, o preço dessa vantagem é a perda de eficiência, já que o arrasto é consideravelmente superior.

Teste comparativo das duas geometrias alternativas

Na tentativa de encontrar uma geometria que superasse, em eficiência, a original, foram realizadas dois testes adicionais. O ângulo relativo entre a corda do perfil secundário e a corda do perfil principal, α_{ps} , foi “bloqueado” nos valores de 20° e 10° , e variou-se o ângulo de ataque global, α , para a velocidade de 55 metros por segundo.

Os resultados destas simulações estão apresentados na Tabela 26 e representados no Gráfico 11 (onde são comparados os coeficientes de arrasto e sustentação) e Gráfico 12 (onde são comparados os rácios L/D teóricos).

Tabela 26: Resultados obtidos nos testes às asas alteradas com α_{ps} de 10° e 20°

Ângulo de ataque α		0	5	10	15
Original	Cd (∞)	0,0289	0,04846	0,1275	0,35
	Cl (neg.)	1,19	1,432	1,665	1,55
	Rácio	41,17647	29,55014	13,05882	4,428571
	Rácio (enverg. real)	5,954144	4,837435	3,602484	2,421703
	Rácio (asa c/placas)	8,804737	7,077725	4,96261	2,923054
Alterada $\alpha_{ps} = 10^\circ$	Cd (∞)	0,0259	0,0341	0,051	0,11
	Cl (neg.)	0,592	1,13	1,58	1,7
	Rácio	22,85714	33,13783	30,98039	15,45455
	Rácio (enverg. real)	11,34177	8,698336	6,629939	5,201227
	Rácio (asa c/placas)	11,34177	8,698336	6,629939	5,201227
Alterada $\alpha_{ps} = 20^\circ$	Cd (∞)	0,051	0,075	0,108	0,15
	Cl (neg.)	0,795	1,33	1,66	1,82
	Rácio	15,58824	17,73333	15,37037	12,13333
	Rácio (enverg. real)	8,077392	4,609203	5,273834	3,309726
	Rácio (asa c/placas)	8,077392	6,402658	5,273834	4,566668

A observação dos gráficos permite concluir que, apesar de apresentar, na sua gama possível de ângulos de ataque, um coeficiente de sustentação negativo superior aos das asas alteradas, a asa original do Gloria B4 apresenta uma eficiência inferior à da asa alterada com α_{ps} de 10° . Para além disso, se o ângulo de ataque ultrapassar esses 10° , essa vantagem desaparece devido à perda de sustentação (*stall*).

A geometria alterada com α_{ps} de 10° aparenta, então, ser a melhor alternativa à asa original do Gloria B4, já que apresenta uma eficiência superior para o intervalo de α de 0° a 10° e permite adotar ainda um α de 15° sem incorrer em *stall* e, por isso, permite atingir um coeficiente de sustentação negativo bastante superior.

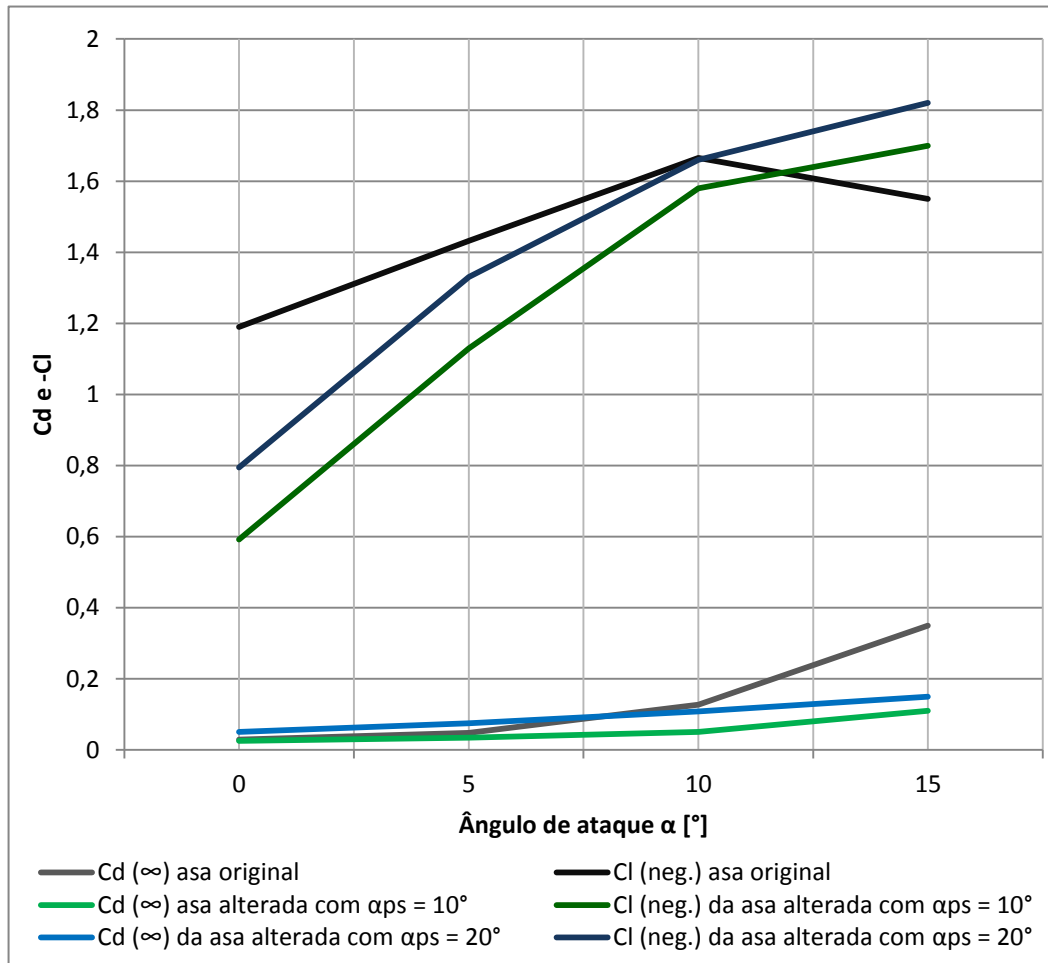


Gráfico 11: Comparação dos coeficientes de sustentação (negativo) e de arrasto (teórico) obtidos para a asa original e as duas configurações diferentes da asa alterada

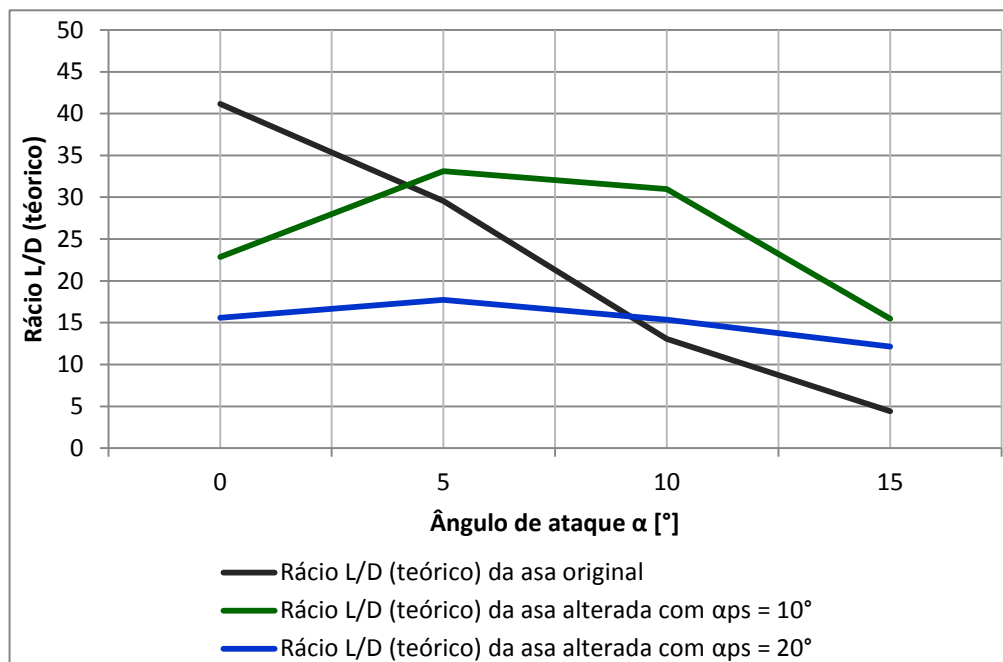


Gráfico 12: Comparação dos rácios L/D teóricos obtidos para a asa original e as duas configurações diferentes da asa alterada

4.4 Simulação 3D da asa original e da asa alterada

Para comparar a esteira gerada pelas duas geometrias (a da asa original e a da asa alterada), realizou-se uma simulação 3D de cada uma das asas: ambas com ângulo de ataque de 5° e, no caso da asa alterada, $\alpha_{ps} = 10^\circ$. Esta simulação permitiu também a validação das aproximações realizadas ao longo das simulações 2D aos coeficientes de arrasto e sustentação de uma asa com comprimento finito e placas laterais e ao rácio L/D .

Modelação 3D

Antes de criar as malhas, as asas foram modeladas a três dimensões. Apenas foi incluída a asa e as placas laterais; o apoio da asa foi suprimido (a sua influência é considerada desprezável).

As duas asas estão ilustradas na Figura 50:

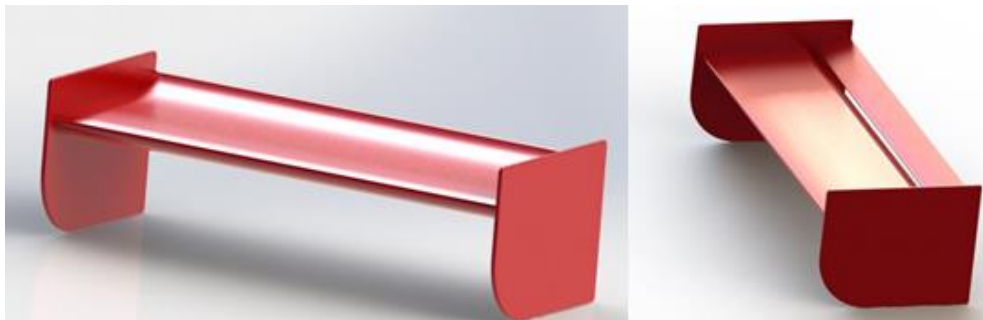


Figura 50: Modelação da asa original (à esquerda) e da asa alterada (à direita)

As dimensões das placas laterais da asa alterada são as mesmas da asa original, que é uma cópia fiel da asa real. O perfil secundário estaria preso ao principal através de umas pequenas aplicações metálicas, que não foram consideradas neste estudo.

O volume de integração (Figura 51) foi criado, no *software* DesignModeler, com os seus limites afastados de 1 metro a jusante da asa, do lado da asa, acima e abaixo da asa e afastado de 10 metros da parte de trás da asa, para permitir visualizar a esteira corretamente.

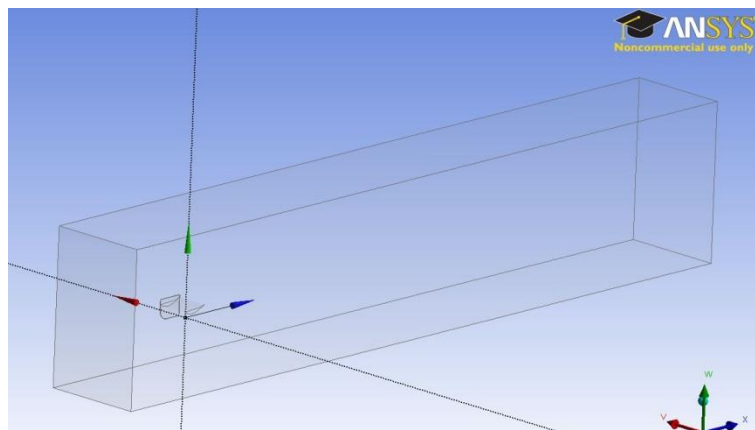


Figura 51: Volume de integração gerado para as simulações 3D das asas

Preparação dos testes 3D às asas

Como se trata de uma geometria simétrica, foi apenas simulada uma das metades de cada asa, através de uma função do *software* própria para esse efeito. Isso permitiu poupar tempo de processamento.

A Figura 52 apresenta um pormenor da malha gerada para a simulação 3D da asa original:

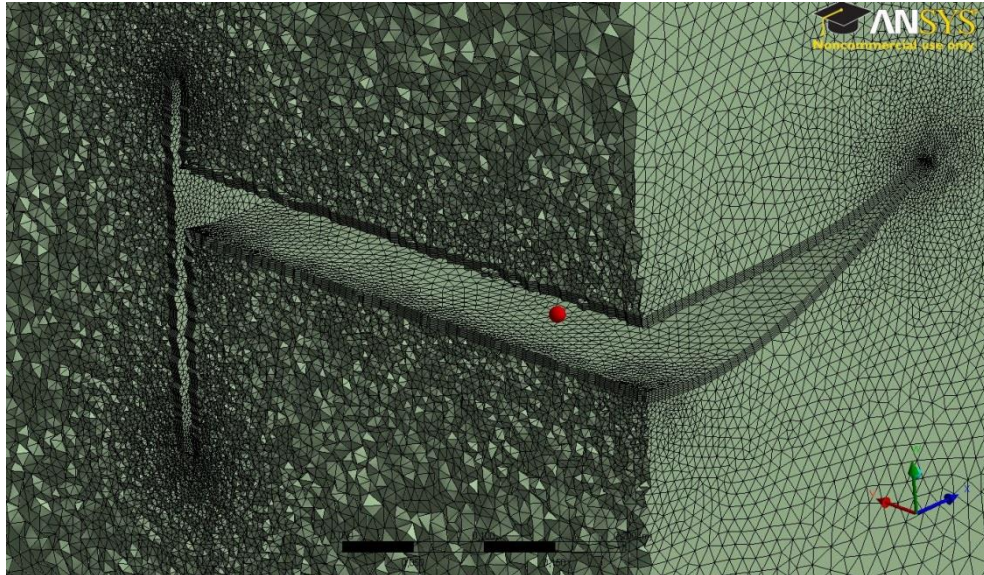


Figura 52: Pormenor da malha gerada para a simulação 3D das asas

Segundo o FLUENT, as malhas geradas apresentam as características apresentadas na Tabela 27. É possível verificar que a qualidade da malha gerada para a simulação 3D da asa original apresenta uma qualidade relativamente baixa, mas continua acima do mínimo recomendado. Estas malhas, devido ao elevado número de elementos, consumiram muito mais tempo do que as malhas bidimensionais (o processamento de cada tentativa durou cerca de uma hora). A malha gerada para a simulação 3D da asa alterada foi particularmente trabalhosa, pois a existência de *fillets* com raios muito reduzidos deu origem a vários problemas.

Tabela 27: Características das malhas geradas para as simulações 3D das duas asas

	Asa original	Asa alterada
Nº elementos	6143165	10133260
Minimum Ort. Quality	0,1778	0,409
Maximum Aspect Ratio	23,5	12,98

Na Figura 53 e Figura 54 estão representadas, respetivamente, a distribuição de $y^+ < 30$ na superfície da asa original e da asa alterada.

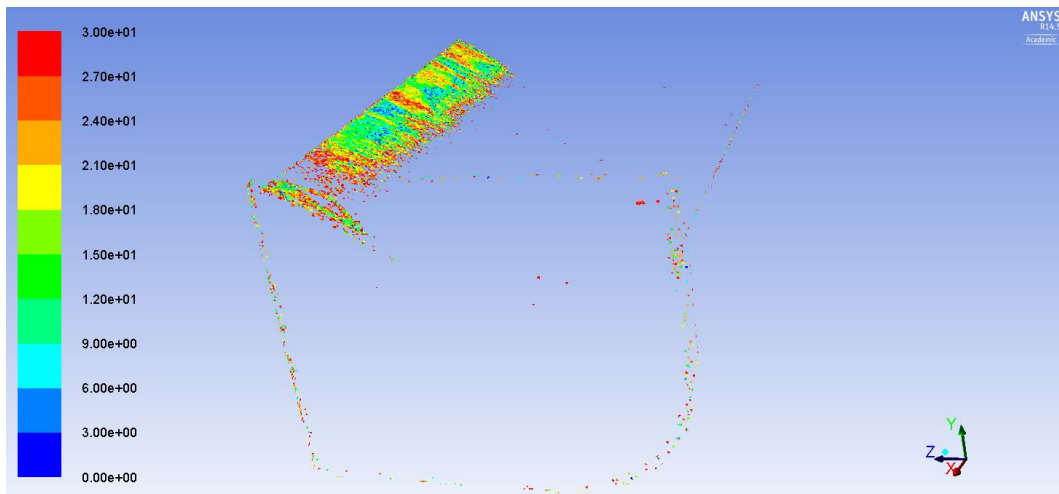


Figura 53: Distribuição de y^+ entre 0 e 30 na simulação 3D da asa original

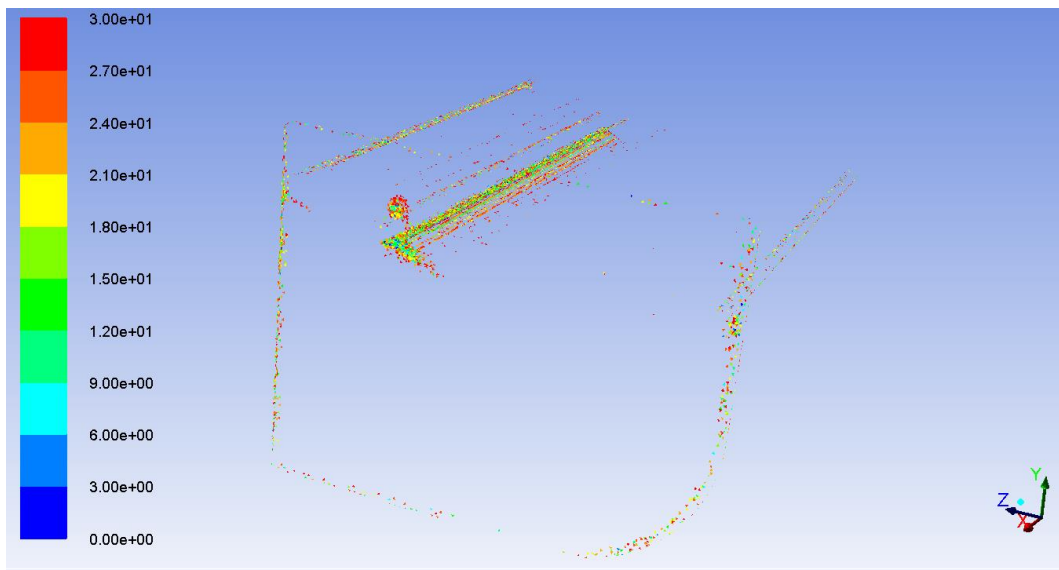


Figura 54: Distribuição de y^+ entre 0 e 30 na simulação 3D da asa alterada

Como existe, em ambos os casos, uma área considerável com y^+ menor do que 30 (principalmente no caso da asa original), é necessário considerar que as funções de parede (*Non-equilibrium*) podem ter influenciado a precisão dos resultados obtidos.

Visto que se trata de um teste tridimensional, os valores de referência precisam de ser reajustados, de acordo com a Tabela 28.

Tabela 28: Valores de referência usados nos testes tridimensionais das asas

Área [m²]	0.33228
Comprimento [m]	0.355
Velocidade [m/s]	55

Os parâmetros utilizados para as simulações são idênticos aos da Tabela 15.

Resultados

Os resultados das simulações estão representados na Tabela 29.

Tabela 29: Resultados das simulações 3D ao escoamento em torno das asas

Geometria	Asa original	Asa alterada
Cd	0,09489	0,0399
Cl (neg.)	0,74	0,409
Rácio L/D	7,79850353	10,25062657

Tal como seria de esperar, a asa alterada provou ser mais eficiente, principalmente devido ao arrasto bastante inferior. A comparação com os valores obtidos na Tabela 26, obtidos por aproximação dos resultados dos testes bidimensionais, está ilustrada no Gráfico 13.

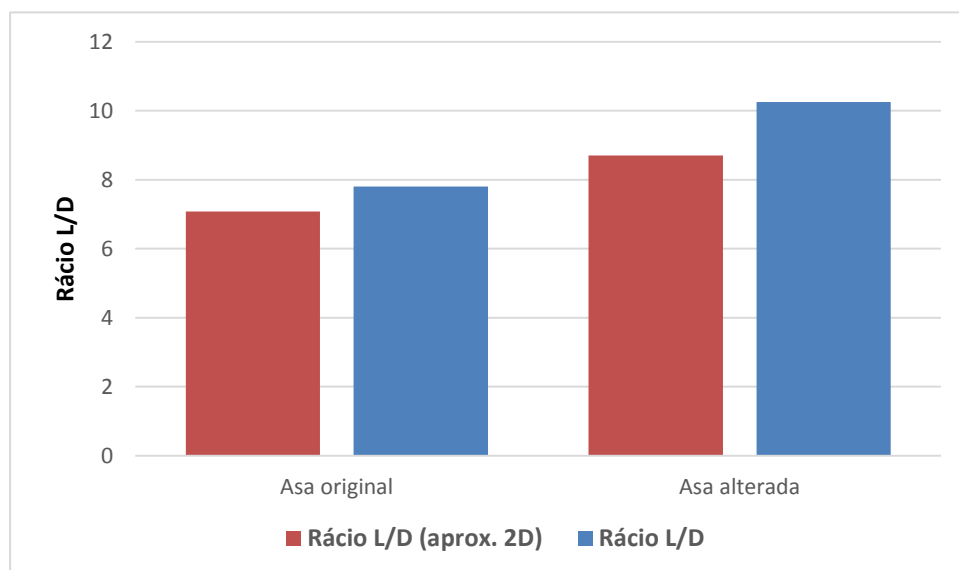


Gráfico 13: Comparação entre os valores de Rácio L/D obtidos na simulação 3D e as aproximações teóricas a partir das simulações 2D, para ambas as asas

No que diz respeito à esteira gerada pelas asas, os resultados gráficos indicaram que a asa alterada produz menos turbulência, como pode ser verificado na comparação da Figura 55, que ilustra a distribuição da intensidade de turbulência, entre 0.1 e 20%, para a asa original (em cima) e a asa alterada (em baixo).

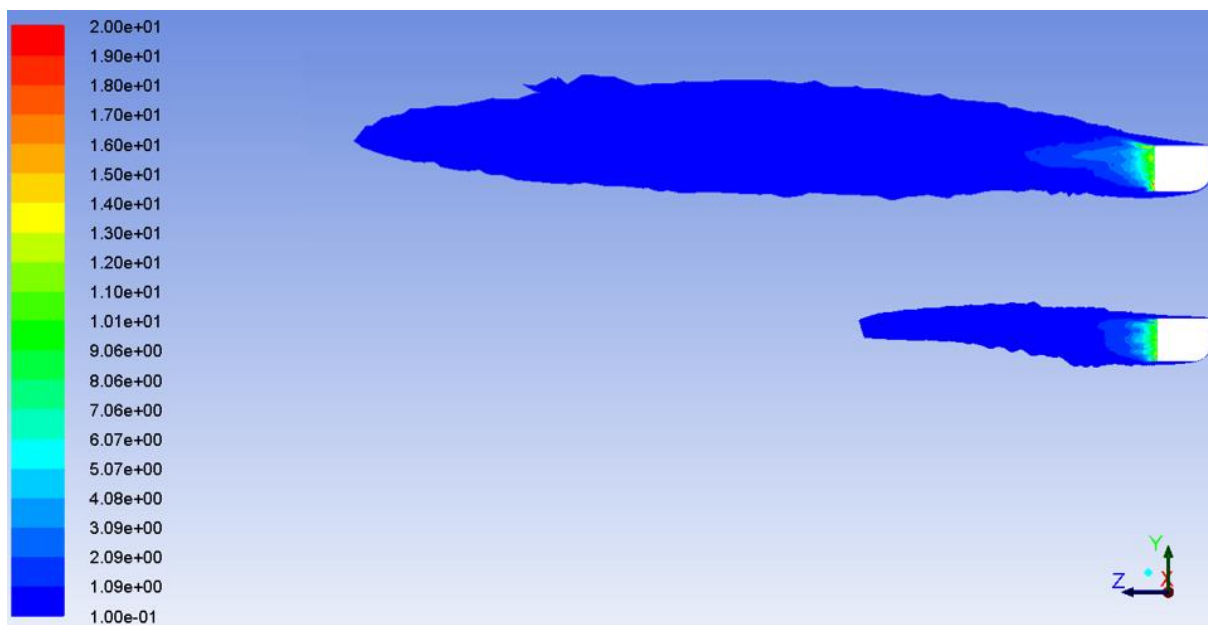


Figura 55: Intensidade de turbulência a jusante de cada uma das asas (entre 0.1 e 20%)

5 Conclusões e trabalhos futuros

5.1 Conclusões

O trabalho realizado permite retirar as seguintes conclusões:

- A asa traseira instalada no Gloria B4, com um ângulo de ataque dos 0° aos 10° , foi dimensionada no limite: com α superior a 10° , a asa perde eficiência, pois incorre no fenómeno conhecido como perda (*stall*).

- A comparação desta asa com uma asa semelhante, que faça uso de um duplo perfil (composto pela asa principal e um pequeno *flap*), resulta na possibilidade de adotar um ângulo de ataque superior, o que corresponde também a um aumento da força descendente máxima alcançável.

- O teste de várias geometrias possíveis (alternando o ângulo entre o perfil principal e o perfil do *flap*, α_{ps}) permitiu concluir que a configuração que permite maximizar a eficiência possui um α_{ps} de 10° . O coeficiente de arrasto é inferior, sendo que a melhoria é diretamente proporcional ao ângulo de ataque (testado entre 0 e 15°), e que, acima de 10° , a asa alterada permite inclusivamente obter um coeficiente de sustentação (negativo) superior ao da asa original.

Esta configuração foi comparada, numa comparação 3D, com a configuração original da asa do Gloria B4. Este teste permitiu, em primeiro lugar, confirmar os resultados dos testes bidimensionais e, para além disso, comparar a esteira gerada por cada uma das asas. Desta comparação concluiu-se que a asa alterada, para além de mais eficiente, é mais interessante do ponto de vista dos espectadores, já que produz uma esteira consideravelmente menor. Como a asa traseira é um dos maiores responsáveis pela perturbação do ar a jusante dos veículos de competição, a adoção desta asa alterada permitiria que uma competição onde esta asa fosse usada (ao invés da asa originalmente instalada no Gloria B4) seria palco de corridas mais próximas e interessantes para o público, ou seja, com mais sucesso.

5.2 Trabalhos futuros

Para a realização de trabalhos futuros, sugere-se a utilização de um túnel de vento onde seja possível a validação dos resultados obtidos através da simulação computacional. Isto permitiria aumentar o grau de confiança das simulações.

Seria igualmente importante a utilização de computadores preparados para a execução de *software* CFD; os computadores do Departamento de Engenharia Mecânica da FEUP, apesar de terem uma capacidade de processamento e memória RAM suficientes para simulações tridimensionais com duração inferior a dez horas, não possuem placa gráfica dedicada, o que provocou complicações na visualização dos resultados das simulações tridimensionais. A utilização de *hardware* mais avançado permitiria ainda a obtenção de malhas mais refinadas.

Trabalhos futuros poderiam explorar a influência do difusor na eficiência da asa traseira, a esteira gerada pelo conjunto dos dois elementos aerodinâmicos em questão e a possibilidade de inclusão de um difusor no monolugar em estudo, o Gloria B4.

6 Referências Bibliográficas

- [1] Anderson, J. D. J., 2000, A history of aerodynamics and its impact on flying machines, Cambridge University Press.
- [2] Hucho, W.-H., 1998, Aerodynamics of Road Vehicles, SAE.
- [3] Katz, J., 1995, Race Car Aerodynamics.
- [4] White, F., 2008, Fluid Mechanics, McGraw-Hill.
- [5] Ansys, 2011, "ANSYS Fluent Getting Started Guide," ANSYS, Inc.
- [6] Munson, B., 2004, Fundamentos da Mecânica dos Fluidos, Editora Edgard Blücher.
- [7] Pedlosky, J., 1987, Geophysical fluid dynamics, Springer.
- [8] Ansys, 2009, "ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide."
- [9] Shaw, C. T., 1992, Using Computational Fluid Dynamics, Prentice Hall.
- [10] McCormick, B., 1999, The Aerodynamics of V/STOL Flight, Courier Dover Publications.
- [11] Hanna, R. K., 2012, "CFD in Sport - a Retrospective; 1992-2012," Elsevier.
- [12] ANSYS, I., 2011, "ANSYS FLUENT User's Guide," ANSYS, ed., ANSYS.
- [13] Lanfrit, M., 2005, "Best practice guidelines for handling Automotive External Aerodynamics with FLUENT."

7 Referências Online

- [i]http://www.autodrome-cannes.com/chaparral_2c_wing2.jpg, 10 de Maio de 2013
- [ii]http://f1-grandprix.com/photos/hill69_wings.jpg, 10 de Maio de 2013
- [iii]http://f1-grandprix.com/?page_id=1643, 10 de Maio de 2013
- [iv]http://status-cars.com/wp-content/uploads/2013/04/ct_laferrari_aerodynamics_02_front.jpg, 10 de Maio de 2013
- [v]<http://www.auto123.com/ArtImages/130333/f1-ferrari-wind-tunnel-inline.jpg>, 10 de Maio de 2013
- [vi]<http://formula1.about.com/od/technology/a/windtun.htm>, 10 de Maio de 2013
- [vii]<http://www.gmotors.co.uk/news/ford-focus-wtcc-limited-edition-road-car-revealed/>, 14 de Maio de 2013
- [viii]<http://strumors.automobilemag.com/files/2012/07/McLaren-MP4-12C-GT3-lineup.jpg>, 14 de Maio de 2013
- [ix]<http://formulatotal.files.wordpress.com/2010/01/audi-r8-06.jpg>, 14 de Maio de 2013
- [x]<http://www.thecheckeredflag.co.uk/2013/02/first-15-drivers-confirmed-for-formula-ford/>, 14 de Maio de 2013
- [xi]<http://www.sauberf1team.com/en/car/pictures/>, 18 de Maio de 2013
- [xii]<http://www.bbc.co.uk/sport/0/formula1/20496330>, 24 de Maio de 2013
- [xiii][http://www.caterhamf1.com/gallery/2013/spanish-gp-sunday-12th-may#2013-spanish-grand-prix-sunday-\(9\)](http://www.caterhamf1.com/gallery/2013/spanish-gp-sunday-12th-may#2013-spanish-grand-prix-sunday-(9)), 24 de Maio de 2013
- [xiv]http://www.mining-technology.com/contractor_images/tlt-turbo/4-wind-tunnel.jpg, 30 de Maio de 2013
- [xv]<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/afplots/n2414.gif>, 5 de Julho de 2013